|  |  |
| --- | --- |
| *voenmeh* | МИНОБРНАУКИ РОССИИ  федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  высшего профессионального образования  **«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**  **(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»)** |
| БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-01 |

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | Ракетно-космической техники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А1 |  | Ракетостроения |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Дисциплина |  | Надежность систем РКТ | | |

КУРСОВАЯ РАБОТА

на тему

«Исследование надежности баллистической ракеты морского базирования».

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнил студент группы | | | |  | | А1М31 |
| Шибаева А.А. | | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | | |
| Колычев А.В. | |  |  | | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | | |
| Оценка |  | | | |  | |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 20\_\_\_\_ г. | |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2017г.

Содержание

Обозначения 3

1. Введение 4
2. Обзор баллистических ракет морского базирования 6

2.1 Аналог 6

1. Вероятность безотказной работы 11
2. Описание элементов системы 12

4.1 Кавитатор 12

4.2 Боевая часть 13

4.3 Система управления 14

4.4 Двигательная установка 15

4.5 Корпус ракеты 16

1. Расчет надежности системы 18

5.1 Надежность ракеты без резервирования 18

5.2 Надежность ракеты с резервированием систем двигательной установки и кавитатора 19

5.3 Надежность ракеты с резервированием систем двигательной установки, кавитатора, боевой части и системы управления 20

Заключение 22

Список литературы 23

Обозначения:

# БР-баллистическая ракета

# ДУ-двигательная установка

# БЧ-боевая часть

# К-кавитатор

# ПО-приборный отсек

# З-заряд

# ХО-хвостовой отсек

# СК-система крепления ракеты к контейнеру

# СО-система отделения

# СУ-система управления

# ГО-головной отсек

# ГГ-газогенератор

# НА-направляющий аппарат

# О-обтекатель

1. Введение

В течение длительного времени понятие надежности носило, по существу, интуитивный, субъективный и качественный характер. Метод расчета надежности как вероятностной прочности конструкции был разработан в 1926-1929 гг. Н. Ф. Хоциаловым и М.Майером, но развивался слабо. Первые работы в этом направлении не получили широкого одобрения, не нашли применения в практике и не вышли за границы дискуссионного характера.

Необходимость в количественной оценке надежности особенно остро стала ощущаться в годы второй мировой войны. Внимание к анализу надежности явилось косвенным следствием проблем, связанных с разработкой в начале 40-х годов 20-го века радиоэлектронных систем наших союзников в войне, предназначенных для военных целей. По мере усложнения этих систем возрастали проблемы, связанные с радиоэлектронным оборудованием, что побудило военно-воздушные силы и сухопутные войска США учредить комитеты для исследования вопросов надежности. Развитие теории надежности в нашей стране можно отнести к концу 50-х годов20 века. Именно с этого времени советская школа теории надежности заняла ведущие позиции в мире.

Интенсивное развитие военной, а затем и космической техники привело к созданию современной теории надежности, широко использующей количественные показатели. Такие показатели можно задавать, анализировать, измерять как конструктивный параметр.

В проблеме надежности условно можно выделить два направления: расчет надежности и ее обеспечение. Если первое направление основывается в основном на применении специальных математических методов, то второе связано с решением традиционных конструкторских и технологических задач по созданию высококачественных изделий и правильной их эксплуатации. В процессе становления науки и практики в области надежности сложных технических систем стало понятно, что отдельно взятыми расчетными, конструкторскими или одними организационными методами проблему надежности не решить. Постепенно ситуация изменилась в пользу разумного сочетания методов расчета надежности и организационно-технического обеспечения надежности ракетно-космической техники с помощью нормирования, конструкторских решений и экспериментальной отработки, включая летные испытания.

Темой данной курсовой работы было выбрано исследование надежности баллистической ракеты морского базирования.

Цель работы

Целью выполнения данной курсовой работы является исследование надежности старта баллистической ракеты с большой глубины .В курсовой работе поставлена проблема увеличения надежности работы баллистической ракеты, на активном участке полета.

Актуальность работы

Исследуемая тема актуальна, потому что на данном историческом этапе непрерывно происходит улучшение характеристик систем подводного ядерного оружия, а также комплексов противодействия им. А значит, тема исследования старта ракет с больших становиться актуальна.

Задачи курсовой работы

* Изучить и проанализировать актуальную информацию о надежности баллистических ракет морского базирования
* Выявить и изучить основное понятия, которые касаются проблемы увеличения надежности работы баллистической ракеты морского базирования
* Изучить влияние надежности каждого элемента системы, на надежность всей системы.

1. Обзор баллистических ракет морского базирования

Существуют баллистические ракеты морского базирования, разработанные ранее.

Например:

- ракета Р-31: дальность: 3900-4200 км

масса: 26,9 т

масса полезной нагрузки: 450 кг

длина: 11,06 м

максимальный диаметр: 1,54 м

Количество ступеней: 2

-Р-29РМУ2 (Синева) дальность: 8300-11500 км

масса полезной нагрузки: до 2,8 т

Стартовая масса: 40,3 т

Длина: 14,8 м

Диаметр: 1,9 м

Количество ступеней: 3

2.1 Аналог

Баллистическая ракета Р-27

Наиболее схожий с данным проектом аналог, это баллистическая ракета Р-27 комплекса Д-5. По ее масса-габаритным характеристикам, можно оценить размеры и габариты ТПК. А также, зная ТТХ, можем определить массу забрасываемой БЧ и дальность стрельбы БР автономного подводного базирования.

Комплекс Д-4, принятый на вооружения спустя почти три года после принятия на вооружение американского комплекса «Поларис А-1» с дальностью стрельбы 2200 км и спустя год после принятия на вооружение «Полариса А- 2» (2800 км) существенно уступал американским ракетам практически по всем показателям. Чтобы догнать США, потребовалось создание принципиально новой ракетной системы.

Постановлением СМ № 386- 179 от 24.04.1962 г. принимается решение о разработке малогабаритной ракеты Р-26 комплекса Д- 5 для вооружения атомных ПЛ пр. 667А.

Комплекс Д-5 проектировался универсальным, включающим в себя балли-стическую ракету Р-27 для стрельбы по наземным целям и баллистическую ракету Р-27К с пассивной радиолокационной головкой самонаведения для избирательного поражения морских целей типа авианосных ордеров, конвоев и других корабельных соединений.

Принципиально новым для баллистических ракет явилась заводская заправка ракет долгохранимыми компонентами топлива (азотистый тетраксид – AT + несимметричный диметилгидразин – НДМГ) с последующей ампулизацией ракет, что позволило увеличить сроки хранения ракет в шахтах ПЛ и улучшить их эксплуатационные характеристики.

Применение предварительно заправленных и ампулизированных ракет позволило отказаться от заправочного оборудования и наземных емкостей для хранения компонентов топлива на технических позициях флота, что упростило и удешевило эксплуатацию всего ракетного комплекса, а также значительно сократило время подготовки ракет на технических позициях перед погрузкой на подводные лодки.

Р-27 представляла собой одноступенчатую ракету с моноблочной отделяемой головной частью.[1]

Головная часть ракеты имела цельносварной герметичный корпус из алюминиево-магниевого сплава АМг6, на наружную поверхность которого нанесено тепло- влагостойкое покрытие на основе асботекстолита.

Корпус ракеты был облегчен за счет применения сплава АМг6 методом глубокого химического фрезерования в виде «вафельного» полотна.

На Р-27 впервые установили инерциальную систему управления, чувстви-тельные элементы которой размещались на гиростабилизированной плат-форме. При этом приборный отсек, как самостоятельный элемент, на ракете отсутствовал. Аппаратура системы управления была скомпонована в герметизированном объеме, образованном полусферическим верхним днищем бака окислителя.

Бак горючего отделялся от бака окислителя двухслойным разделяющим днищем, что позволило исключить межбаковый отсек и тем самым сократить габариты ракеты.

Двигатель ракеты состоял из двух блоков – основного с тягой 23 т и рулевого с тягой 3 т. Основной блок помещался («утоплен») в баке горючего, рулевой блок был скомпонован на нижнем днище бака горючего.

Переходник, размещенный в нижней части ракеты, предназначался дня стыковки ракеты с пусковой установкой и создания воздушного «колокола», снижающего пик давления при запуске двигателя в затопленной водой шахте.

В комплексе применялась принципиально новая схема пусковой установки, включающей в себя пусковой стол и размещаемые на ракете резиново-металлические амортизаторы (РМЛ). На ракете отсутствовали стабилизаторы, что в сочетании с РМЛ позволило уменьшить диаметр шахты.

Корабельная система повседневного и предстартового обслуживания ракеты обеспечивала автоматизированное дистанционное управление и контроль за состоянием систем с единого пульта, а автоматизированное централизованное управление предстартовой подготовкой, стартом ракет, а также проведение комплексных регламентных проверок всех ракет осуществлялось с пульта управления ракетным оружием (ПУРО).

В комплексе была реализована возможность залповой стрельбы двумя 8-ми ракетными залпами. Исходные данные для стрельбы вырабатывала боевая информационно-управляющая система «Туча» (главный конструктор – P.P. Вельский).

Отработка комплекса Д-5 с ракетой Р-27 проводилась в три этапа:

а) Этап бросковых испытаний для отработки подводного старта, ракетного двигателя и шахты. Этап включал в себя 5 пусков с плавстенда и 6 пусков с переоборудованной ГШ пр. 613.

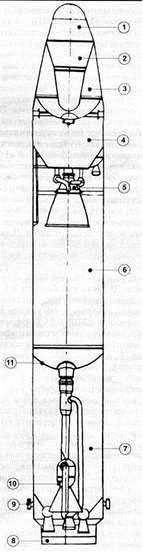
б) Этап летных испытаний с наземного стенда – 17 пусков.

в) Этап летных испытаний с головной ПЛ пр. 667А К-137 «Ленинец» для отработки комплекса з целом – 6 пусков.

Стрельба с К-137 проводилась : глубины 40-50 м, время предстартовой подготовки составило около 10 минут, интервал стрельбы между пусками ракет – 8 секунд (при залповой стрельбе).

При стрельбе на максимальную дальность время работы двигателя ракеты было 128,5 секунд, высота конца активного участка – 120 км и максимальная высота траектории – 620 км.

Рис.1 Межконтинентальная баллистическая ракета с моноблочной головной частью.



1 – приборный отсек с двигателем увода корпуса; 2 – боевой блок; 3 – бак горючего II ступени с двигателями окисления увода корпуса; 4 – топливный бак II ступени; 5 – двигатели II ступени; 6 – бак окислителя I ступени; 7 – бак горючего I ступени; 8 – переходник; 9 – направляющий бугель; 10 -двигатель I ступени; 11 – разделительное днище.[1]

В целях сокращения массо-габаритных характеристик Р-29 приняли двухступенчатую схему ракеты, без межступенчатых и межбаковых отсеков с жидкостными двигателями 1-й и 2-й ступеней, размещенных в топливных баках («утопленная схема» ЖРД). Верхнее днище бака горючего 2- й ступени «выполнено в виде конуса, в котором размещалась «перевернутая» по направлению полета ядерная боеголовка. Для повышения точности попадания в систему управления ракеты была введена аппаратура астрокоррекции, разработанная ЦКБ «Геофизика». В связи с работами в США по созданию систем противоракетной обороны, на ракете Р-29 впервые в ВМФ СССР размещались легкие ложные цели с эффективной поверхностью рассеивания, близкой к ЭПР боевой част и ракеты. Ложные цели в сложенном состоянии размещались в ci ie- циальных цилиндрических контейнерах, вваренных в бак горючего второй ступени и выбрасывались в момент отделения головной части.

Благодаря высокой степени автоматизации предстартовой подготовки весь боекомплект лодки мог быть выпущен одним залпом.

Отработка ракеты и элементов комплекса Д-9 началась на испытательной базе Черноморского флота пусками полномасшабных макетов ракет с двигательной установкой первой ступени и упрощенной системой управления. Пуски проводились с плавучего стенда с глубины 40-50 метров (6 пусков) и из подводного положения полностью затопленной шахты (1 пуск).

# 3.Вероятность безотказной работы

# Вероятностью безотказной работы называется вероятность того, что при определенных условиях эксплуатации, в пределах заданной наработки не произойдет ни одного отказа. Вероятность безотказной работы обозначается как P(l), которая определяется по формуле

# http://diagnosticlab.ucoz.ru/img/047.jpg

# где N0 – число элементов в начале испытания; r(l) – число отказов элементов к моменту наработки.Следует отметить, что чем больше величина N0, тем с большей точностью можно рассчитать вероятность P(l). [2]

4.Описание элементов системы

Корпус ракеты

Подсистема навигации и управления

Приборы управления

Электронное оборудование

Система крепления ракеты к контейнеру

Кавитатор

Двигательная

установка

Приборный отсек

Боевая часть

Хвостовой отсек

Система отделения ГО

РДТТ

Фиксирующие штыри

Опорные кольца

ЖРД

Аккумуляторы

Двигатель системы

ориентации

Взрыватель

Взрывчатое вещество

Основной двигатель

Рис.2. Схема устройства БР морского базирования

На рисунке 2 представлена упрощенная схема устройства баллистической ракеты морского базирования. В последующих главах, будет рассмотрен каждый элемент, из данной схемы и рассчитана вероятность безотказной работы, как каждого элемента, так и всей системы.

4.1 Кавитатор

Кавитатор является устройством для генерации кавитационных явлений . Конструктивно состоит из конфузора, диффузора, сопла, завихряющего элемента, обтекателя, входного и выходного патрубка. Находится в носовой части ракеты. Является нагруженным, с точки зрения газодинамики, работает в сложных условиях, при высокой температуре, а значит, является относительно ненадежным элементом ракеты. На пред эскизном этапе проектирования, надёжность этого узла может быть принята одной из самых низких в ракете. Вероятность безотказной работы принимаем равной 0,86. [3]



Рис.3. Кавитатор

|  |  |
| --- | --- |
| **Элемент** | **Вероятность безотказной работы** |
| Газогенератор | 0,97 |
| Направляющий аппарат | 0,95 |
| Сопла | 0,94 |
| Обтекатель | 0,99 |

Табл.1 Вероятность безотказной работы элементов кавитатора

# 4.2 Боевая часть

# Боевая часть – средство поражения, предназначенная для непосредственного поражения цели. Конструктивно состоит из корпуса, заряда, взрывателя с механизмом подрыва, иногда включает устройства наведения. Как правило, размещается в головной части средства поражения, что и определяет её название. В качестве заряда может использоваться взрывчатое вещество, ядерный, зажигательный, химический заряд и другие. Простейшая боевая часть баллистической ракеты работает лишь в момент подрыва, в остальное время находится в пассивном состоянии. Устройство боевой части простое, относительно других элементов ракеты, следовательно, вероятность безотказной работы этого элемента достаточно высокая. На начальном этапе проектирования может быть принята, как 0,95. [4]

|  |  |
| --- | --- |
| **Элемент** | **Вероятность безотказной работы** |
| Заряд | 0,99 |
| Устройство подрыва | 0,96 |
| Корпус БЧ | 0,99 |

Табл.2 Вероятность безотказной работы элементов боевой части

4.3 Система управления

Система управления- это система ракеты, которая выполняет три основные функции полета ракеты: наведение на цель, стабилизация полета, управление расходом топлива.

Система управления ракеты обычно состоит из:

# бортовой аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на всех стадиях (завод-изготовитель, монтажно-испытательный комплекс и стартовый комплекс), пуска и полета ракеты.

# наземной аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на стартовом комплексе и пуска.

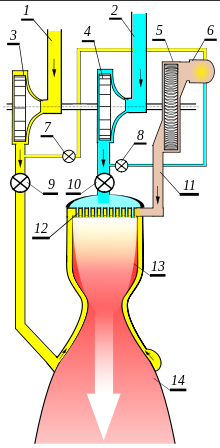
# контрольно-испытательной аппаратуры системы управления — обеспечение проверок ракеты на заводе-изготовителе и в монтажно-испытательном (техническом) комплексе.

# Система управления вследствие сложности элементного и функционального состава, имеет самую низкую среди элементов ракеты вероятность безотказной работы системы. На начальном этапе проектирования можно принять ее равной 0,8. [5]

# 4.4 Двигательная установка

# Рассматриваемая ракета имеет жидкостную ракетную установку. Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) - химический ракетный двигатель, использующий в качестве ракетного топлива жидкости, в том числе сжиженные газы. По количеству используемых компонентов различаются одно-, двух- и трёхкомпонентные ЖРД. Двигательная установка состоит из магистраили горючего, магистрали окислителя, насоса горючего, насоса окислителя, турбины, газогенератора, клапана газогенератора, главного клапана горючего, главного клапана окислителя, выхлопа турбины, форсуночной головки, камеры сгорания, сопла. [6]

# Вероятность безотказной работы двигательной установки одна из самых маленьких на ракете, вследствие того, что элементы двигателя, такие как камера сгорания, сопло, гидро-пневмо-пироавтоматика, форсунки, трубопроводы и другие элементы работают при критических тепловых, вибрационных, акустических и других нагрузках. Исходя из вышеперечисленного, вероятность безотказной работы двигателя, принимается 0,86. [6]



# Рис 4. ТНА

|  |  |
| --- | --- |
| Элементы | Вероятность безотказной работы |
| Баки О и Г | 0,999 |
| Арматура | 0,995 |
| Трубопроводы | 0,999 |
| Турбонасосный агрегат | 0,95 |
| Камера сгорания | 0,93 |
| Сопло | 0,98 |

Табл.3 Вероятность безотказной работы элементов двигательной установки.

# 4.5 Корпус ракеты

# Корпус ракеты- конструктивно-силовая часть ракеты, воспринимающая внешние нагрузки и температурные воздействия и служащая для размещения составных частей. Корпус ракеты состоит из сухих отсеков, топливных отсеков, рам и вспомогательных элементов конструкции. Внешние нагрузки, действующие на ракету в полете: сила тяги двигательной установки, масса ракеты, аэродинамические силы, управляющие силы и другие.

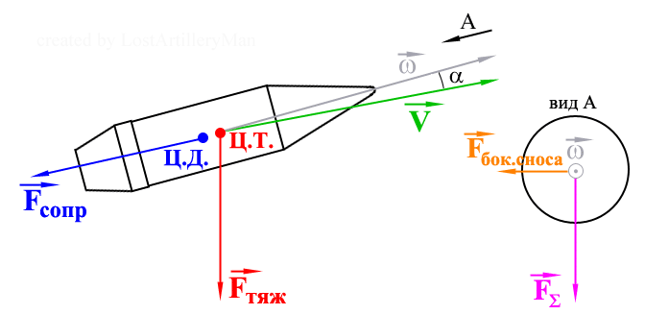


Рис.5 Силы, действующие на ракету морского базирования

# Температурные воздействия на ракету в полете: аэродинамические, газогенераторные, криогенных топлив.

# В корпусе ракеты размещаются: полезный груз, двигательные установки, топливо, приборный отсек, система отделения головного отсека, система крепления ракеты к контейнеру, хвостовой отсек. [5]

# Корпус ракеты рассчитывается на заданные нагрузки, определяемые из условий движения ракеты под водой, полета ракеты на активном участке и перехода из воды в атмосферу, следовательно, такой корпус имеет высокую надежность. На начальном этапе можно принять вероятность безотказной работы корпуса 0,99. [5]

# Расчет надежности системы

# В данном разделе будут рассмотрены три варианта компоновки ракеты: первая компоновка будет включать в себя последовательно соединённые элементы ракеты, рассмотренные в предыдущей главе. Далее, с целью исследования надежности ракеты, будут продублированы некоторые элементы ее конструкции: некоторые системы кавитатора, двигательные установки и система управления.

# 5.1 Надежность ракеты без резервирования.

# В данном пункте рассматривается ракета без резервирований, для последующего сравнения ее надежности с надежностью ракет с дублированием некоторых систем.

ДУ

СУ

КР

БЧ

К

Рис.6 Схема ракеты без резервирований

|  |  |
| --- | --- |
| **Элемент** | **Вероятность безотказной работы** |
| Кавитатор | 0,86 |
| Боевая часть | 0,95 |
| Система управления | 0,8 |
| Двигательная установка | 0,86 |
| Корпус ракеты | 0,99 |
| Ракета | 0,56 |

# 5.2 Надежность ракеты с резервированием систем двигательной установки и кавитатора.

**Сопло**

**Сопло**

**НА**

СУ

БЧ

**О**

**ГГ**

**НА**

**КС**

**ТНА**

**Сопло**

**Сопло**

**КС**

**ТНА**

**Арматура**

**Баки О и Г**

**КС**

**ТНА**

**Сопло**

**Сопло**

**ТНА**

**КС**

КР

**Трубопроводы**

Рис.7 Схема ракеты с резервированием системы кавитатора и двигательной установки

|  |  |
| --- | --- |
| **Элемент** | **Вероятность безотказной работы** |
| Газогенератор (ГГ) | 0,97 |
| Направляющий аппарат (НА) 2 шт. | 0,95 (0,99) |
| Сопло 2 шт. | 0,94 (0,99) |
| Обтекатель (О) | 0,99 |
| Боевая часть (БЧ) | 0,95 |
| Система управления (СУ) | 0,8 |
| Турбонасосный агрегат (ТНА) 4 шт. | 0,95 (0,999) |
| Сопло 4 шт. | 0,98 (0,999) |
| Камера сгорания (КС) 4 шт. | 0,93 (0,999) |
| Баки окислителя и горючего (О и Г) | 0,999 |
| Арматура | 0,995 |
| Трубопроводы | 0,999 |
| Корпус ракеты | 0,99 |
| Ракета | 0,701 |

# 5.3 Надежность ракеты с резервированием систем двигательной установки, кавитатора, боевой части и системы управления.

**УП**

**Сопло**

**Сопло**

**НА**

СУ

**З**

**О**

**ГГ**

**К**

**УП**

**НА**

СУ

**КС**

**ТНА**

**Сопло**

**Сопло**

**КС**

**ТНА**

**Арматура**

**Баки О и Г**

**КС**

**ТНА**

**Сопло**

**Сопло**

**ТНА**

**КС**

КР

**Трубопроводы**

|  |  |
| --- | --- |
| **Элемент** | **Вероятность безотказной работы** |
| Газогенератор (ГГ) | 0,97 |
| Направляющий аппарат (НА) 2 шт. | 0,95 (0,99) |
| Сопло 2 шт. | 0,94 (0,99) |
| Обтекатель (О) | 0,99 |
| Заряд (З) | 0,99 |
| Устройство подрыва (УП) 2 шт. | 0,96 (0,998) |
| Корпус БЧ | 0,99 |
| Система управления (СУ) 2 шт. | 0,8 (0,96) |
| Турбонасосный агрегат (ТНА) 4 шт. | 0,95 (0,999) |
| Сопло 4 шт. | 0,98 (0,999) |
| Камера сгорания (КС) 4 шт. | 0,93 (0,999) |
| Баки окислителя и горючего (О и Г) | 0,999 |
| Арматура | 0,995 |
| Трубопроводы | 0,999 |
| Корпус ракеты | 0,99 |
| Ракета | 0,866 |

# Заключение

# В ходе работы была исследована надежность баллистической ракеты подводного старта по ее укрупненной элементной схеме для случаев без резервирования систем ракеты и с резервированием систем. Расчеты показали, что надежность ракеты с резервированием систем существенно повышается.

# Крайне важным является тот факт, что резервирование систем также приводит к существенному росту массы ракеты, что негативно сказывается на ее характеристиках: ухудшается дальность, усложняется обслуживание ракеты, то есть ухудшается ее работоспособность.

# Из всего вышеописанного следует, что повышать надежность ракеты путем резервирования систем во многих случаях может быть нецелесообразно.

# Альтернативой резервирования систем могут быть увеличение пущенных ракет по цели, либо конструктивные изменения в элементах ракеты, приводящие к повышению надежности без увеличения массы конструкции.

# Список литературы:

1.Официальный сайт «Военное обозрение»

https://topwar.ru/95158-raketnyy-kompleks-d-5-s-ballisticheskoy-raketoy-r-27.html

2. Официальный сайт «Диагностика и надежность»

http://diagnosticlab.ucoz.ru/index/praktika/0-17

3.Исследование влияния кавитатора на функционирование ракеты

https://nplus1.ru/material/2017/04/19/cavitation

4.Официальный сайт «Ракетная техника»

http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/p27/p27.shtml

5. Г.В. Белов. Проектирование двухсредных летательных аппаратов.,М,1976.-256с.

6.Статистика отказов двигательной установки БР морского базирования http://www.proatom.ru/modules.php?file=print&name=News&sid=1846