Балтийский Государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Кафедра А-1

Надёжность изделий и систем РКТ

**КУРСОВАЯ РАБОТА**

**Оценка надёжности высокоскоростной зенитной управляемой ракеты**

Выполнил Усаченко А. Д.

Группа А1М31

Преподаватель Колычев А. В.

Санкт-Петербург, 2017 г.

**Содержание**

1. Введение…………………………………………………..................3

2. Общая информация о зенитно-ракетном комплексе С-300В...4

3. Устройство и характеристики ракет……………………….............6

4. Расчёт структурной схемы надёжности……………............12

5. Заключение……………….…………………………………............24

6. Список использованной литературы…………………...........25

**1. Введение**

Надёжностью называют свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих его способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортировки. Расширение условий эксплуатации, повышение ответственности выполняемых техническими системами функций, их усложнение привело к повышению требований к надёжности изделий.

Надёжность является сложным свойством, оно формируется такими составляющими, как безотказность, долговечность, восстанавливаемость и сохраняемость. Основным является свойство безотказности - способность изделия непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение времени. Потому наиболее важным в обеспечении надёжности является повышение безотказности.

Особенностью проблемы надёжности является ее связь со всеми этапами “жизненного цикла” - от зарождения идеи создания до списания: при расчёте и проектировании изделия его надёжность закладывается в проект, при изготовлении надёжность обеспечивается, а при эксплуатации - реализуется. Поэтому проблема надёжности - комплексная проблема и решать ее необходимо на всех этапах и разными средствами. На этапе проектирования изделия определяется его структура, производится выбор или разработка элементов, поэтому здесь имеются наибольшие возможности обеспечения требуемого уровня надёжности системы. Основным методом решения этой задачи являются расчёты надёжности (в первую очередь - безотказности), в зависимости от структуры объекта и характеристик его составляющих частей, с последующей необходимой коррекцией проекта. Этот способ расчёта структурной надёжности и рассматривается в данной работе.

**2. Общая информация о зенитно-ракетном комплексе С-300В**

Целью курсовой работы является приближённая оценка надёжности зенитной управляемой ракеты 9М82 комплекса С-300В и её предполагаемой модификации с гиперзвуковым воздушно-реактивным прямоточным двигателем, использующей передовые научно-технические разработки в этой области.

ЗУР 9М83 и 9М82 представляют собой двухступенчатые твердотопливные ракеты, выполненные по аэродинамической схеме "несущий конус" с газодинамическими органами управления первой ступени и аэродинамическими органами управления второй ступени. Конструкция ракет в максимальной степени унифицирована, основные отличия связаны с применением более мощной стартовой ступени и иной конструкции аэродинамических поверхностей на ЗУР 9М82.

Зенитная управляемая ракета (ЗУР) 9М82 (рис. 1) предназначена для поражения головных частей ракет "Pershing-1А", "Pershing-1Б", авиационных баллистических ракет типа SRAM, самолетов-постановщиков помех на дальностях до 100км.



Рис. 1 Зенитная управляемая ракета 9М82

ЗУР 9М83 предназначена для поражения самолетов в условиях интенсивного радиопротиводействия (в том числе маневрирующих с перегрузками до 7-8g), крылатых ракет (в том числе низколетящих типа ALCM), и баллистических ракет (БР) типа 8К14 и "Lance".

ЗУР снабжены осколочно-фугасной боевой частью направленного действия. На хвостовом отсеке маршевой ступени размещаются четыре аэродинамических руля и четыре стабилизатора. Ракеты 9М82 и 9М83 размещаются в транспортно-пусковых контейнерах и могут эксплуатироваться в войсках не менее 10 лет без проверок и обслуживания.

Пуск ЗУР производится при вертикальном положении ТПК с помощью находящегося в нем порохового аккумулятора давления. После выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера при вертикальном старте начинается процесс склонения ракеты на заданный угол (задействованием нескольких из восьми импульсных двигателей), который завершается к моменту окончания работы стартовой ступени. При пусках на большую дальность по аэродинамическим целям запуск двигателя маршевой ступени производится с задержкой до 20 секунд по отношению к моменту окончания работы двигателя стартовой ступени.

Управление ракетой на маршевом и пассивном участках полета осуществляется посредством отклонения четырех аэродинамических рулей. ЗУР наводится на цель либо системой инерциального управления по методу пропорциональной навигации с переходом на самонаведение примерно за 10 секунд до подлета к цели, либо системой командно-инерциального управления с самонаведением в течение последних 3 секунд полета. Последний способ наведения используется при стрельбе по целям в условиях мощных ретранслированных (ответных) помех.

В ЗРС "Антей-2500" применяются новые ракеты 9М82М и 9М83М. Они обладают значительно большей дальностью действия (до 200км), более высокой эффективностью поражения всех видов тактических и оперативно-тактических баллистических и аэробаллистических ракет. При этом маневренные характеристики ракет 9М82М и 9М83М существенно увеличены (располагаемая перегрузка до 30g), что позволяет поражать интенсивно маневрирующие цели. Максимальная скорость полета ЗУР 9М82М - 2600м/с, 9М83М - 1700м/с.

**3. Устройство и характеристики ракет**

Основными элементами ракеты 9М82 являются планер, двигатели (склонения, стартовый, маршевый), газогидравлические системы, электрооборудование, система самоликвидации, боевая часть, бортовая аппаратура (Рис. 13).

Ракета состоит из второй (маршевой) ступени и отделяющейся части (стартовой ступени). Стартовая ступень обеспечивает разгон маршевой до скорости порядка 1200 м/с, осуществляя одновременно склонение (разворот) ракеты в плоскости тангажа на угол, обеспечивающий полет ракеты по оптимальной траектории в заданную точку зоны, начиная с которой после отделения стартовой ступени происходит наведение ракеты. Вторая (маршевая) ступень ракеты доставляет боевую часть ракеты в район цели.

Для удобства изготовления и монтажа корпус ракеты разделен на восемь отсеков.

В первом, головном, отсеке размещаются антенна взрывательного устройства , смонтированная на антенне блока аппаратуры самонаведения .

Во втором отсеке размешаются радиоблок взрывательного устройства с антенной, бортовое вычислительное устройство, прибор управления и навигации инерциальной системы управления.

В третьем отсеке размещаются боевая часть направленного действия и предохранительно-исполнительный механизм .

Четвертый отсек - двигатель второй ступени (маршевый - МД). Он располагается в центральной части маршевой ступени с целью обеспечить приемлемые положения центра масс на всех участках траектории полета ракеты, а также нормальное функционирование бортовой аппаратуры при значительном вибрационном и силовом нагружении.

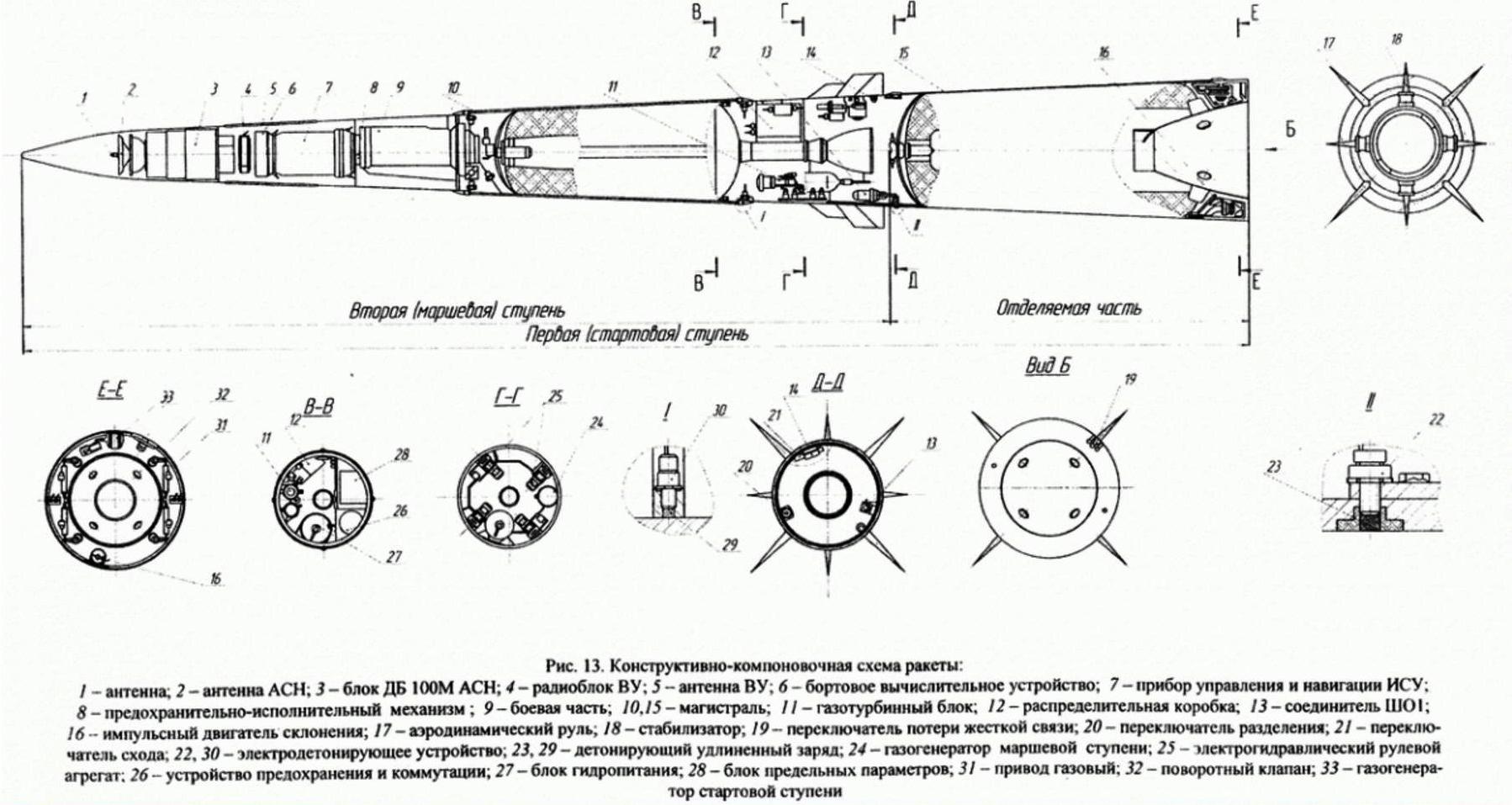
В хвостовой части маршевой ступени (пятый и шестой отсеки) расположены газотурбинный блок турбогенераторного источника питания, газогидросистема маршевой ступени, состоящая из газогенератора (ГГМ) и блока гидропитания, электрогидравлические рулевые агрегаты, соединители Ш01 и Ш02 , переключатели схода (ПКС) и переключатель разделения (ПКР). Здесь же расположена система аварийной ликвидации, состоящая из блока предельных параметров (БПП), устройства предохранения и коммутации (УПК), двух ликвидационных детонирующих удлиненных зарядов (ДУЗ) и система разделения, состоящая из детонирующего удлиненного заряда и универсального электродетонатора. На поверхности корпуса шестого отсека расположены четыре аэродинамических руля и четыре стабилизатора.

Электрическая связь между блоками бортовой аппаратуры и оборудованием головной и хвостовой частей маршевой ступени осуществляется через магистрали, проходящие по наружной поверхности маршевого двигателя.

Седьмой и восьмой отсеки образуют отделяемый блок стартовой ступени ракеты. Он состоит из стартового двигателя (седьмой отсек) и хвостового (восьмого) отсека, закрывающего хвостовой блок двигателя.

Электрическая связь оборудования стартовой и маршевой ступеней осуществляется через магистраль , проходящую по наружной поверхности ДС. Совокупность отсеков 1-8 образует корпус ракеты, представляющий собой конус с заостренной носовой частью. Отсеки соединяются между собой с помощью шпилек. Гнезда гаек на стыках отсеков закрываются специальными заглушками или ленточными хомутами. Отсеки 1-6 имеют теплозащитное покрытие, а отсеки 7,8- лакокрасочное.

Ракета в контейнере крепится в осевом направлении двумя замками, в радиальном направлении удерживается в передней части контейнера четырьмя складывающимися опорами, а в задней части - опорным поясом по торцу хвостового отсека. Электрическая связь ракеты и контейнера осуществляется через отрывной соединитель Ш01.



Тактико-технические характеристики ракеты 9М82:

Длина, мм 9913

Максимальный диаметр, мм 1215

Масса, кг 5800

Масса БЧ, кг 150

Средняя скорость полета, м/с 1800

Максимальная перегрузка, ед 20

Границы зоны эффективного действия, км

- дальняя 100

- верхняя 30

- ближняя 13

- нижняя 1

Аэродинамическая схема ракеты Несущий конус

Тип старта Из ГПК с помощью порохового аккумулятора давления

Система управления Инициальная плюс самонаведение или командно-инерциальная плюс самонаведение

Стартовый и маршевый двигатели РДТТ

Время работы стартового двигателя, с 9

Время работы маршевого двигателя, с 14

Максимальное давление в ТПК, МПа 1,3

Вероятность поражения одной ЗУР 9М82:

головной части ракеты "Pershing" 0.4-0.6

ракеты "SRAM" 0.5-0.7

Предположительно, ракета с гиперзвуковым воздушно-реактивным прямоточным двигателем, установленным на второй ступени вместо РДТТ, сможет развивать скорость в 5−6 раз превышающую скорость звука при полёте на небольшой высоте (это около 2500 м/с). Такая высокая скорость делает перехват ракеты крайне затруднительным, и, к тому же, сильно уменьшает время принятия решений противником. Максимальная дальность действия предполагается не менее 400 км. Полёт на расстояние 400 км должен длиться не более 4 минут.

Для поддержания допустимого теплового режима конструкции предполагается использование активной термоэмиссионой тепловой защиты самых теплонапряжённых элементов: головной части, рулей и стабилизаторов. Электрическая энергия, получаемая из тепловой за счёт термоэмиссии электронов, используется для работы систем поддержания горения в двигателе, управления потоком плазмы и других электрических систем маршевой ступени. Кроме этого, теплозащитное покрытие маршевой ступени должно быть усилено в соответствии с возросшими временем и скоростью полёта.

**4. Расчёт структурной схемы надёжности**

Зенитная управляемая ракета является сложной технической системой, поэтому значения основных показателей её надёжности определяются уровнями надёжности комплектующих её систем и элементов. С этих позиций ЗУР может быть представлена, как иерархическая система, в которой прослеживается влияние отказа каждого элемента на работоспособность всей системы.

Система наведения

Система управления

Система питания

Планер

Зенитная управляемая ракета

Устройство разделения ступеней

Боевая часть и взрывательное устройство

Двигательная установка

Детонатор

Заряд

Двигатель 2-й ступени

Двигатель 1-й ступени

Для расчёта надёжности необходимо составить структурную схему, которая будет учитывать взаимодействие элементов системы и их количество. Элементы системы, отказ которых приводит к отказу всех последующих, соединяются последовательно, а дублированные элементы – парралельно. Каждый элемент обладает своими показателями надёжности, определямыми на основе статистических данных.

На рис. 1. представлена структурная схема ракеты.

Расчётные формулы :

P=e- λ\* t – вероятность безотказной работы одного элемента;

Pa=Pn\*Pm – вероятность безотказной работы последовательно соединенных элементов;

Pa=1-(1-Pn)\*(1-Pm) – вероятность безотказной работы параллельно соединённых элементов,

где λ – интенсивность отказов; P, Pa, Pn, Pm – вероятность безотказной работы; t – наработка;



Рис 1. Структурная схема ракеты.

Параметры системы:

Таблица 1

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| γ, % | Интенсивности отказов элементов, λi, x10-6 1/ч | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 |
| 70 | 0, 25 | 0,25 | 0,1 | 0,1 | 0,02 | 1 | 1 | 1 | 0,1 | 0,5 | 0,5 | 0,5 | 0,7 | 0,3 | 0,4 | 0,2 | 0,5 | 0,2 | 0,2 |

Расчёт надёжности элементов выполнялся при помощи программы РТС Windchill Quality Solutions. В результате получены следующие результаты:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Время | Надежность | Ненадежность |
| 0 | 1 | 0 |
| 100 | 0,996401 | 0,003599 |
| 200 | 0,992816 | 0,007184 |
| 300 | 0,989243 | 0,010757 |
| 400 | 0,985683 | 0,014317 |
| 500 | 0,982136 | 0,017864 |
| 600 | 0,978602 | 0,021398 |
| 700 | 0,975081 | 0,024919 |
| 800 | 0,971572 | 0,028428 |
| 900 | 0,968076 | 0,031924 |
| 1000 | 0,964592 | 0,035408 |



На рис. 2. представлена преобразованная структурная схема ракеты. РДТТ маршевой ступени заменён на СПВРД, что позволяет резко увеличить время, а следовательно, дальность и скорость полёта ракеты.

Вместо камеры сгорания РДТТ устанавливается топливный бак, электрический турбонасосный агрегат и арматура подачи топлива в поток воздуха.

Роль диффузора выполняет конический корпус маршевой ступени ракеты. Форма носового обтекателя подбирается так, чтобы обеспечить минимально возможные потери полного давления потока за скачком уплотнения.

За диффузором расположены форсунки, равномерно распыляющие топливо в воздухе и крылышки, выполняющие роль электродов электродуговой системы ускоренного сгорания топлива в сверхзвуковом потоке. При малом скоростном напоре (на большой высоте или малой скорости в конце полёта) эти крылышки, отклоняясь и меняя геометрию, выполняют роль крыльев.

Сопло сверхзвуковое, со внешним расширением, образовано сужением корпуса маршевой ступени в его кормовой части. На стартовом участке полёта это сужение закрывается лёгким обтекателем на первой, твердотопливной, ступени.

Управление полётом при работающем СПВРД осуществляется отклонением потока ионизированного воздуха, обтекающего сопловую часть маршевой ступени ракеты. Это происходит при помощи электромагнитов, которые создают магнитное поле. Поток плазмы состоит из отдельных электронов и ионов воздуха, которые будут отклоняться в разные стороны под действием силы Лоренца.

При этом электроны имеют пренебрежимо малую массу. Практически поток обтекающего аппарат ионизированного воздуха будет объёмно отклоняться магнитным полем. После его выключения управление возможно при помощи выпускаемых аэродинамических рулей, менее эффективных на гиперзвуковой скорости.



Рис 2. Преобразованная структурная схема ракеты.

Расчёт выполнялся тем же способом, что и первый, исходный вариант. Полученные результаты представлены ниже.

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Время | Надежность | Ненадежность |
| 0 | 1 | 0 |
| 100 | 0,993 | 0,007 |
| 200 | 0,988 | 0,012 |
| 300 | 0,984 | 0,016 |
| 400 | 0,982 | 0,018 |
| 500 | 0,979 | 0,021 |
| 600 | 0,978 | 0,022 |
| 700 | 0,975 | 0,025 |
| 800 | 0,974 | 0,026 |
| 900 | 0,969 | 0,031 |
| 1000 | 0,966 | 0,034 |



Этот результат несколько лучше, чем для первого варианта, однако он не учитывает главного элемента обеспечения работоспособности маршевой ступени. Рассматривалась надёжность ракеты при наземной эксплуатации в зависимости от времени. Без термоэмиссионой системы охлаждения такой летательный аппарат требует либо массивного теплозащитного покрытия, либо сброса большой массы теплоносителя (например, воды или части топлива).

Повысить надёжность ракеты можно двумя путями:

1. Увеличение надёжности элементов

2. Структурное резервирование элементов.

Первый способ требует повышенного качества изготовления и технического контроля, усовершенствование проведения испытаниний комплектующих элементов.

Для расчёта первого варианта была снижена интенсивность отказов самых ненадёжных элементов. В результате получен следующий результат:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Время | Надежность | Ненадежность |
| 0 | 1 | 0 |
| 100 | 0,993 | 0,007 |
| 200 | 0,989 | 0,011 |
| 300 | 0,987 | 0,013 |
| 400 | 0,985 | 0,015 |
| 500 | 0,98 | 0,02 |
| 600 | 0,979 | 0,021 |
| 700 | 0,975 | 0,025 |
| 800 | 0,975 | 0,025 |
| 900 | 0,973 | 0,027 |
| 1000 | 0,97 | 0,03 |



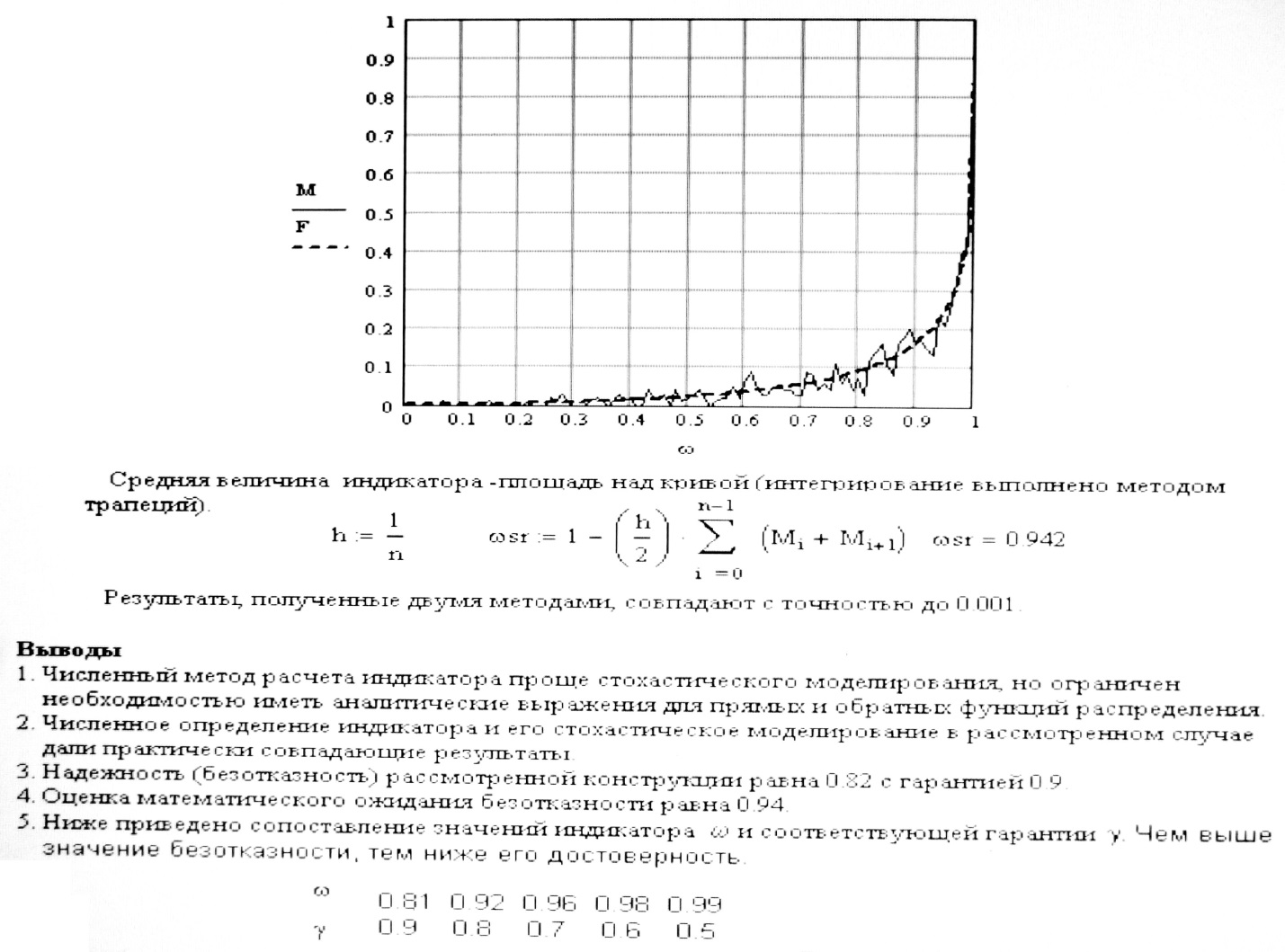
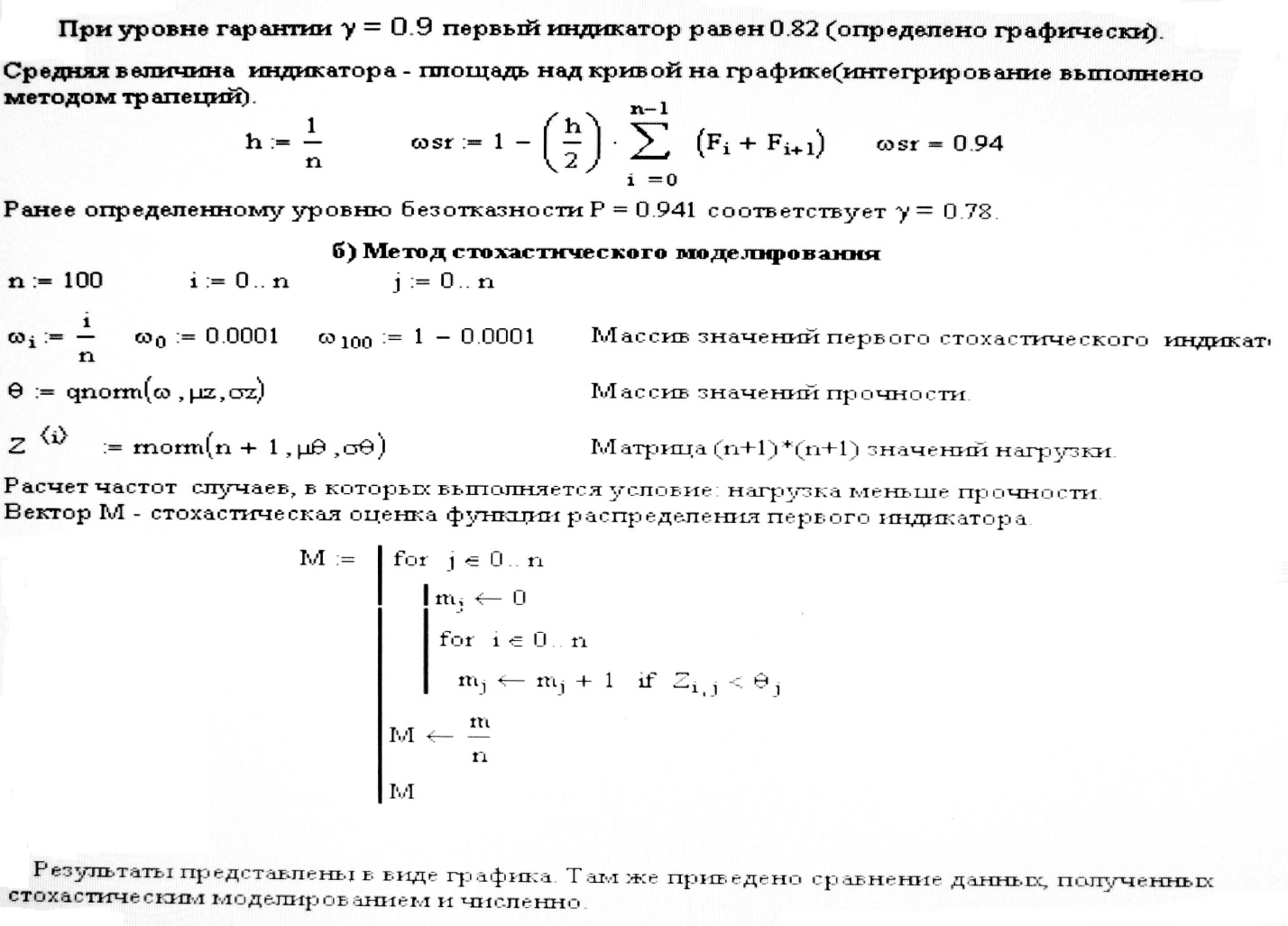
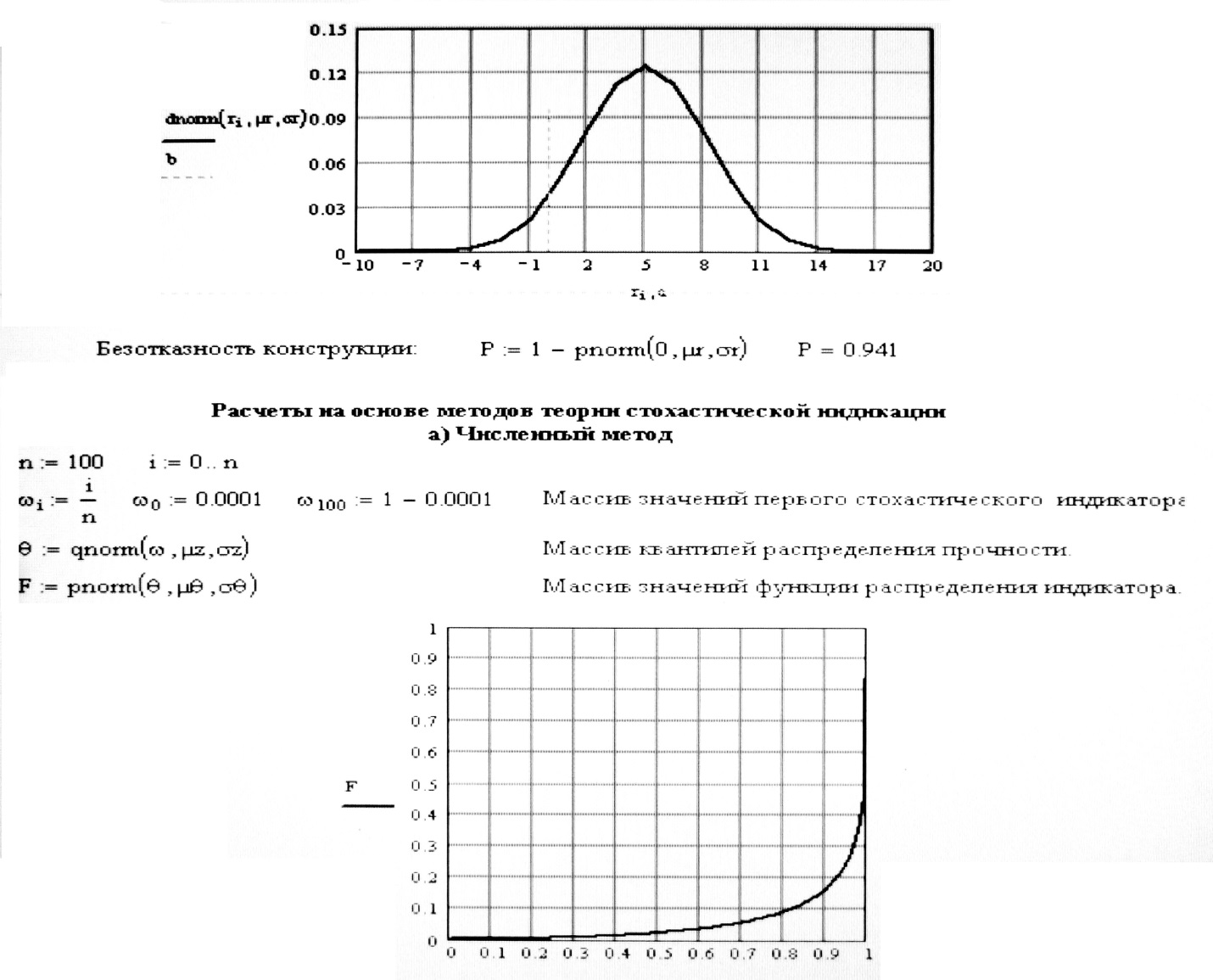
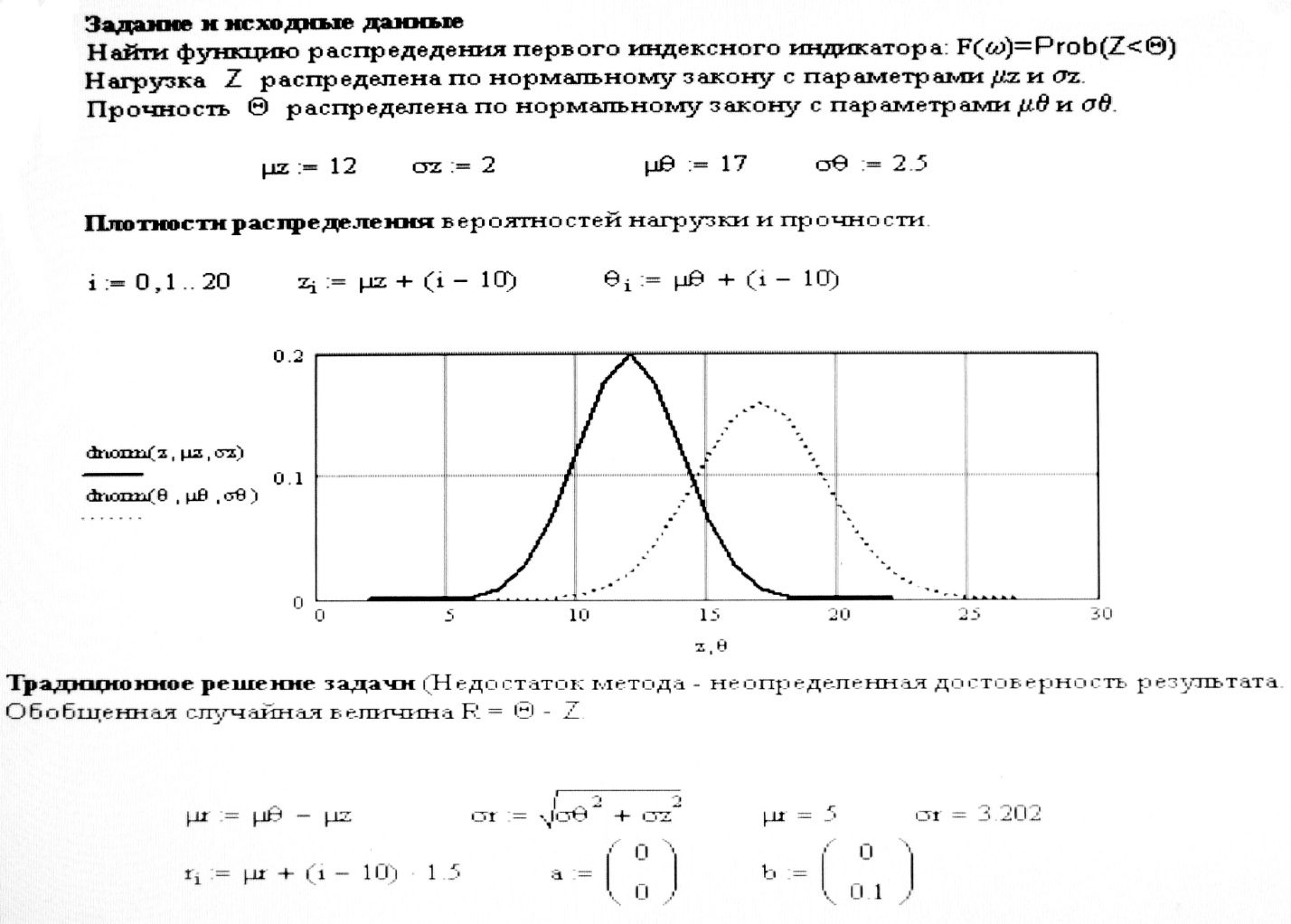
Для расчёта второго варианта было выполнено дублирование ненадёжных элементов, для которых это было возможно. В результате получен следующий результат:

|  |  |  |
| --- | --- | --- |
| Время | Надежность | Ненадежность |
| 0 | 1 | 0 |
| 100 | 0,993 | 0,007 |
| 200 | 0,989 | 0,011 |
| 300 | 0,984 | 0,016 |
| 400 | 0,982 | 0,018 |
| 500 | 0,978 | 0,022 |
| 600 | 0,976 | 0,024 |
| 700 | 0,972 | 0,028 |
| 800 | 0,971 | 0,029 |
| 900 | 0,966 | 0,034 |
| 1000 | 0,962 | 0,038 |



В полёте надежность конструкции ракеты будет обеспечена, если приложенная к конструкции нагрузка Z не превосходит ее прочность Θ, то есть Z < Θ.

В связи с тем, что условия полёта могут сильно различаться в широких пределах, нагрузка – это случайная величина. Прочность конструкции также является случайной величиной. В связи с этим требуется сравнить случайные величины с функциями распределения  Если прочность конструкции не случайна, т.е. θ = const, то условие надежности имеет вид Z < θ, и надежность конструкции определяется функцией распределения случайной величины Z. Расчёт надёжности выполнен численно, методом стохастической индикации и стохастического моделирования в программе РТС Mathkad 2000.



**5. Заключение**

В данной курсовой работе я оценил надёжность зенитной управляемой ракеты 9М82 комплекса С-300В и её предполагаемой модификации с гиперзвуковым воздушно-реактивным прямоточным двигателем.

При выполнении данной курсовой работы были выполнены два задания. Первое задание связано с построением структурной схемы надежности зенитной ракеты 9М82 и расчетом надежности данной системы.

Второе задание - преобразование структурной схемы в соответствии с заданием и определение показателей надежности. А так же разработка вариантов повышения надежности данной схемы.

Анализ зависимостей вероятности безотказной работы системы от времени (наработки) показывает, что первый способ повышения надежности системы (повышение надежности элементов (14, 15, 16 и 17) и уменьшение их отказов) предпочтительнее второго, так как является более выгодным с точки зрения снижения массы ракеты и экономичности её производства. К тому же продублированы могут быть только малогабаритные и лёгкие элементы. С другой стороны, далеко не всегда возможно повысить надёжность изделия, в таком случае применять резервирование можно, но учитывая его влияние на конструкцию и массо-габаритные характеристики ракеты. Это вполне применимо к электронике систем управления, некоторых антенн.

**6. Список использованной литературы**

1. Куренков В. И., Волоцуев В. В. Надёжность изделий и систем ракетно-космической техники. Самара: Самарский государственный ашиностроительный университет, 2010

2. Ельцин С. Н., Анисимов В. Н. Зенитная ракетная система С-300В, ракета 9М83, устройство и функционирование. СПб: БГТУ «Военмех», 2008.

3. Голубев И.С., Новосельцев В.И., Самарин А.В. Технические основы эффективности ракетных систем. М: Машиностроение, 1990.

5. Хроника запусков межконтинентальной баллистической ракеты "Булава", РИА новости. https://ria.ru/spravka/20111227/527760792.html