**1. Введение.**

Данная работа направлена на выбор основных проектных параметров баллистической ракеты, соответствующих техническому заданию с использованием численных методов поиска оптимального решения.

Выбор основных проектных параметров осуществляется в пространстве, определённом ограничениями с использованием численных методов поиска оптимального решения, описанных пакетом прикладных программ системы автоматизированного проектирования баллистических ракет (ППП САПР РБ).

В ходе выполнения работы получен оптимальный вариант баллистической ракеты, соответствующей своему техническому заданию и выявлены закономерности, возникающие при расширении пространства варьируемых проектных параметров.

**2. Постановка задачи проектирования баллистической ракеты.**

Техническое задание требует синтезировать параметры баллистической ракеты, с массой не более 40 т, длиной не более 20 метров, так как длина баллистической ракеты ограничена параметрами подводной лодки, и массой полезной нагрузки 1т, совершающей надводный, вертикальный старт с борта подводной лодки. Баллистическая ракета имеет 2 ступени с твердотопливными ракетными двигателями. Критерием оптимальности считается дальность баллистической ракеты.

**3. Аналоги.**

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

**4. Решение задачи оптимального проектирования.**

После анализа технического задания, необходимо выбрать конструктивно-компоновочную схему БР, состав элементов этой ККС (отсеков и агрегатов), выбрать материалы отсеков, ракетное топливо и тип заряда.От выбора конструктивно-компоновочной схемы существенно зависят масса узлов и агрегатов ракеты, а также дальность проектируемой ракеты.

Тип ракеты - ракета баллистическая

Число ступеней -2.

* 1. Конструктивно-компоновочная схема, материалы, топливо.

1. Головной отсек.

2. Устройство отделения: противосопла РДТТ

*В качестве устройства отделения ГО выбраны противосопла РДТТ. Это довольно компактная, обладающая приличным быстродействием и надежностью работы система. Принцип работы основан на подборе такой площади проходных сечений противосопел, чтобы при определенном угле наклона их к оси ракеты обеспечить в момент подачи команды на подрыв пироболтов осевую тягу больше тяги самого двигателя и обратную направлению ее действия.*

3. Приборы управления.

4. Приборный отсек: стрингерный, материал ал.АМг-6.

*АМг-6 – прочный сплав, поэтому вполне подходит для штамповки деталей, испытывающих статические нагрузки. Относительно небольшое напряжение не приводит к растрескиванию материала, поэтому алюминий марки АМг-6 часто становится лучшим вариантом для создания нагружаемых сварных и клепаных конструкций, помимо прочего, нуждающихся в высокой коррозионной стойкости. Сплав АМг-6 широко используется в аэрокосмической отрасли.*

5. Заряд РДТТ: с компенсацией на торцах, топливо - условное топливо 3.

*Двигатели с торцевыми зарядами имеют высокий коэффициент заполнения камеры сгорания топливом, могут обеспечивать большое время работы. Термоизоляция двигателя, в случае продолжительного времени работы, должна быть усиленной, так как большая часть внутренней поверхности камеры смывается горячими пороховыми газами.*

6 .РДТТ 2 ступени: нормальный, число сопл -1.

7. Межступенный отсек: стрингерный, материал ал. АМг-6.

8. Заряд РДТТ: с компенсацией на торцах, топливо - условное топливо 3.

*В качестве топлива было выбрано предложенное в пакете ППП САПР РБ «условное смесевое топливо №3» с такими характеристиками:*

* *Плотность 1770 кг/м3;*
* *Стандартный удельный импульс 2400 м/с;*
* *Температура в камере сгорании 3200 К.*

*Смесевое твердое топливо представляет собой многокомпонентную гетерогенную смесь окислителя, горючего-связующего и различных добавок, способную к закономерному горению без доступа кислорода извне с выделением значительного количества энергии.*

9.РДТТ 1 ступени: нормальный, число сопл - 4.

10.. Хвостовой отсек: стрингерный, материал АМг-6.

*Для изготовления отсеков чаще всего используют легкие алюминиевые сплавы. Хотя алюминиевые сплавы и уступают сталям и титановым сплавам по удельной прочности, но приближаются к ним по удельной жесткости, а с точки зрения обеспечения минимальной массы наиболее выгодным является материал, имеющий максимальную удельную жесткость, т.к. необходимо обеспечить устойчивость конструкции.*

4.2 Постановка задачи оптимального проектирования баллистической ракеты.

Ограничения: масса БР: до 40 т

длина БР до 20 м

Критерий оптимальности: максимизация дальности полета БР.

Для решения задачи оптимального проектирования, были выбраны следующие варьируемые проектные параметры.

* Варьируемые параметры:

1. относительная масса топлива 1 ступени;

2. тяговооружённость 1 ступени;

3. давление в камере сгорания 1 ступени;

4. относительная масса топлива 2 ступени;

5. тяговооружённость 2 ступени;

6. давление в камере сгорания 2 ступени.

Метод оптимизации: метод Нелдера – Мида,

коэффициент штрафа = 1.

Симплекс-метод Нелдера-Мида является очень эффективным алгоритмом поиска экстремума функции многих переменных, не накладывающим ограничений на гладкость функции. На каждой итерации алгоритма производится, как правило, одно-два вычисления значений функции, что чрезвычайно эффективно, если эти вычисления очень медленны. Кроме того, алгоритм очень прост в реализации.

В ходе оптимизации возникала проблема с неточной установкой границ варьирования основных проектных параметров. Решаем эту проблему путём изменения положения начальной точки оптимизации. Решённая с приемлемой точностью задача представлена в работе под названием «Приложение 1».

Чтобы улучшить характеристики проектного решения первого приближения можно увеличить количество варьируемых параметров. Добавляемым параметром выбран конечный угол. Выбор сделан на основе зависимости оптимального угла наклона траектории в конце активного участка от дальности из-за кривизны Земли.

**5.Проектирование альтернативного варианта БР.**

* 1. Постановка задачи оптимального проектирования баллистической ракеты.

Решается задача оптимизации, описанная выше, с добавлением варьируемого проектного параметра. Этим параметром является конечный угол.

* 1. Выбор метода решения задачи оптимизации и решение задачи оптимального проектирования баллистической ракеты.

Метод оптимизации: метод Нелдера – Мида,

коэффициент штрафа = 1.

В ходе оптимизации возникала проблема с неточной установкой границ варьирования основных проектных параметров. Решаем эту проблему путём изменения положения начальной точки оптимизации. Решённая с приемлемой точностью задача представлена в работе под названием «Приложение 2».

* 1. Анализ полученных результатов.

Рассмотрим вариант 2, с добавлением конечного угла.

Вариант 2 получен на базе варианта 1 с добавлением ещё одного варьируемого параметра – конечного угла. Начальное значение угла 0,68 рад. Дальность в этом варианте увеличилась на 1068 км. Угол наклона траектории к местному горизонту при оптимизации ощутимо уменьшился. Оптимизация нового варьируемого параметра - конечного угла, увеличила значение целевой функции - дальности. Это объясняется различными оптимальными конечными углами БР в зависимости от дальности полёта из -за кривизны Земли.

**Основные параметры полученного варианта ракеты**:

Дальность L=6625 км

Стартовая масса mо=40 т

Диаметр d=1,5 м

Длина l = 16,92 м

Относительная масса топлива 1 ступени: Мт=0,7464

Тяговооруженность 1 ступени: TVP=3,443

Давление в КС 1 ступени: Pk=5,737E+06 Па

Давление на срезе 1 ступени: Pa=1,000E+05 Па

Относительная масса топлива 2 ступени: Мт=0,7263

Тяговооруженность 2 ступени: TVP=3,940

Давление в КС 2 ступени: Pk=5,017E+06 Па

Давление на срезе 2 ступени: Pa=5,000E+04 Па

Более подробно результаты проектирования отображены в «Приложении 2.»

Масса 1 ступени:

Так как тяговооружённость 1 ступени уменьшилась, по сравнению с тяговооруженностью 1 ступени варианта первого приближения ,(3,742 →3,443), увеличились гравитационные потери, а значит требуется больше топлива ( 2,92E+04 → 2,965E+04) для их компенсации.  
На второй ступени ситуация обратная, увеличение тяговооружённости уменьшает гравитационные потери и требуется меньше топлива 2 ступени (5,443E+03 → 4,245E+03) Изменение тяговооруженности вызвано самим процессом оптимизации.

Двигатель 2 ступени: на рост массы двигателя 2 ступени (рост массы на 78 кг), по сравнению с массой двигателя 2 ступени варианта 1,влияет увеличение давления в камере сгорания. Рост давления в камере (4,571E+6 → 5,017E+6 Па) положительно влияет на удельный импульс двигателя (2679→ 2704 м/с) ,а значит и на тягу( 1,481 E+06→ 1,554E+06) .Но с повышением давления в камере растет масса конструкции двигателя, из-за увеличения потребной толщины несущей оболочки камеры сгорания РДТТ и увеличения толщины теплозащитного покрытия.

Двигатель 1 ступени: на рост массы двигателя 1 ступени (+293 кг), по сравнению с массой двигателя 1 ступени варианта 1,главным образом повлияло увеличение относительной массы топлива (0,723→0,746).Тяга двигателя увеличилась (+73 кН), так как увеличился секундный массовый расход(549,1 →569,5) и увеличился удельный импульс тяги(2657 →2687 м/с).

Более подробно можно рассмотреть изменения приведенных выше характеристик, сравнивая данные варианта 1 (приложение 1) и варианта 2 (приложение 2).

Вывод.

По наблюдениям, описанным в данном разделе работы можно судить о том, что увеличение варьируемых параметров за счёт добавления к их числу конечного угла дает положительный эффект увеличения значения целевой функции – дальности полета баллистической ракеты. Так как оптимальный конечный угол зависит от дальности, а дальность от ограничений, объявленных в техническом задании. Оптимальный конечный угол меняется с дальностью из-за кривизны Земли.

**6. Заключение.**

Спроектированная баллистическая ракета с приемлемой точностью соответствует поставленному техническому заданию. Оптимизация выбора основных проектных параметров упрощает начальный этап проектирования БР, использование в качестве средства оптимизации ППП САПР РБ, на основе выполненной работы, даёт возможность говорить о стабильном удовлетворительном для проектанта результате.

Дальнейшее улучшение модели возможно при увеличении количества варьируемых параметров, а возможно, и при изменении конструктивно-компоновочной схемы, например, замены типа ракетного двигателя.

Недостатком данной модели можно считать невысокий удельный импульс и относительные сложности с управлением тягой двигателя (дросселированием), его остановкой (отсечка тяги), по сравнению с ЖРД; как правило, больший уровень вибраций при работе, по сравнению с ЖРД, большое количество агрессивных веществ в выхлопе.

Достоинством данной модели являются: относительная простота, отсутствие проблемы возможных утечек токсичного топлива, низкая пожароопасность, возможность долговременного хранения, надёжность.