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

Кафедра А-1

Программное обеспечение САПР

**КУРСОВАЯ РАБОТА**

**Моделирование крыла первой ступени ракеты В-750**

Выполнил Усаченко А. Д.

Группа А1М31

Преподаватель Сятчихин А. А.

Санкт-Петербург, 2018 г.

**Содержание**

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

2. Общая информация о зенитно-ракетном комплексе С-75...4

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

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

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

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

**Введение**

20 ноября 1953 года вышло Постановление СМ СССР «О создании передвижной системы зенитного управляемого ракетного оружия для борьбы с авиацией противника». При этом учитывалось, что от передвижной системы не обеспечить надежность поражения целей как у стационарной С-25, но и стоить она должна была на порядок меньше. Комплекс рассчитывался для поражения целей, летящих со скоростью до 1500 км/ч на высотах от 3 до 20 км. В составе системы должны были использоваться уже применяемые в стране грузовые автомобили и тягачи.

Эта система оказалась первым ракетным зенитным комплексом, который был использован в боевых действиях. Советские ЗРК семейства С-75, оказали огромное влияние на развитие авиации и ход боевых действий в XX веке. Заложенные в 50-е годы советскими конструкторами характеристики и модернизационный потенциал позволял ЗРК С-75 оставаться на вооружении войск ПВО в течение многих десятилетий.



Рис.1 Ракета В-750 на пусковой установке

В состав комплекса С-75 входят: станция наведения ракет СНР-75, антенный пост, кабина боевого управления "У", аппаратная кабина "А", радиодальномер РД-75 "Амазонка", средства обеспечения и буксировки, 6 пусковых установок СМ-63 и транспортно-заряжающих машин ПР-11.

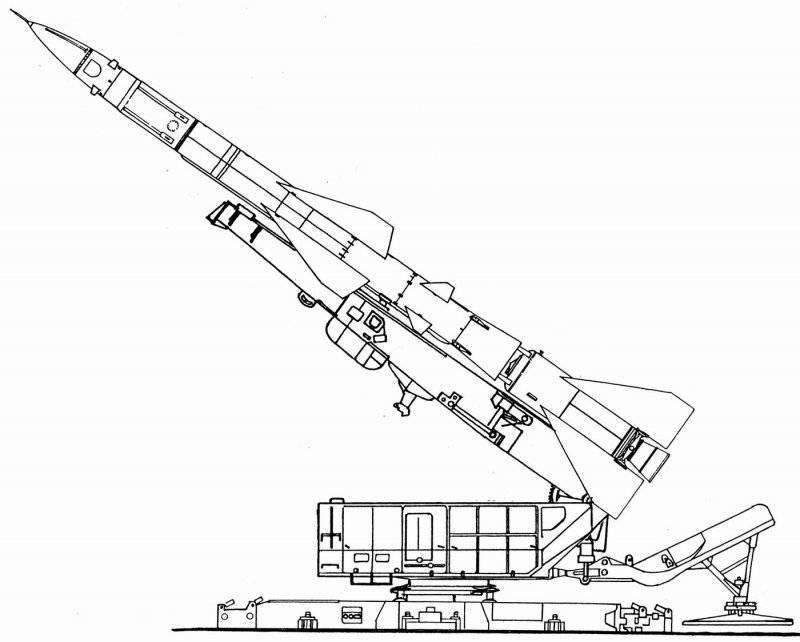


Рис.2 Схема ракеты на пусковой установке

Двухступенчатая ракета В-750 (изделие 1Д) — с твердотопливным стартовым ускорителем и маршевым ЖРД на второй ступени проектировалась в ОКБ-2 под руководством главного конструктора П.Д. Грушина.

Ракеты комплексов семейства С-75 имели нормальную аэродинамическую схему с Х-образным расположением аэродинамических поверхностей.

В переднем отсеке размещался ПВД, дестабилизаторы, радиовзрыватель, передающие антенны которого находились под радиопрозрачными участками носового обтекателя. За обтекателем располагался предохранительно-исполнительный механизм. Следующий отсек образовывала боевая часть. Далее следовал топливный отсек. Несущие баки горючего и окислителя имели совмещенное двухстеночное разделительное днище, что позволило несколько сократить длину ракеты. В расположенном за баком окислителя приборном отсеке последовательно размещались шаровый воздушный баллон, блок управления, автопилот, радиоаппаратура и источник питания — ампульная батарея. На наружной поверхности отсека – штампованные консоли крыла. В хвостовом отсеке маршевой ступени находились рулевые машинки и жидкостный ракетный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов. Снаружи отсека располагались цельноповоротные рули для управления по тангажу, рысканию и крену.

Механическая связь между ступенями обеспечивалась коническим переходным отсеком, сбрасываемым вместе со стартовым двигателем.

Входящий в состав разгонной ступени ракеты стартовый двигатель состоял из стального корпуса со съемным днищем, многошашечного вкладного заряда из нитроцеллюлозного топлива и сопла с «грушей» для регулирования критического сечения сопла, в соответствии с ожидаемой к моменту пуска температурой заряда. На наружной поверхности стартового двигателя крепились стабилизаторы. Для стабилизации ракеты по крену на стартовом участке полета использовались элероны, размещенные в одной плоскости на стабилизаторах ускорителя.

В данной работе при помощи САПР требуется смоделировать одну из консолей стабилизатора первой ступени.

**Глава 1. Общее техническое описание ЗУР В-750**

Ракета 1Д (В-750) состоит из маршевой ступени ракеты и порохового стартового ускорителя.

Стартовый ускоритель представляет собой пороховой реактивный двигатель. На корпусе ускорителя установлены 4 стабилизатора с элеронами для стабилизации по крену.

Собственно ракета с боевой частью, радиовзрывателем, аппаратурой управления и жидкостным реактивным двигателем скомпонована по "нормальной" аэродинамической схеме.

Корпус ракеты имеет форму тела вращения с удлинением 15. Носовая часть корпуса ракеты выполнена в форме оживала, средняя часть представляет собой цилиндр, хвостовая часть - усеченный конус. На оживальной части установлены дополнительные несущие передние плоскости.

Крылья, передние плоскости, рули ракеты и стабилизаторы ускорителя расположены в двух взаимноперпендикулярных плоскостях под углом 45° к вертикальной плоскости ракеты, образуя аэродинамически симметричную схему и служат для создания необходимой в полете подъемной силы, обеспечения устойчивости движения и маневренности ракеты.

Основные геометрические и весовые данные ракеты:

- полная длина ракеты - 10890 мм;

- диаметр корпуса ракеты - 500 мм;

- площадь крыла маршевой ступени - 2,3 м2;

- площадь передних плоскостей - 0,0023 м2;

- площадь рулей - 0,161 м2;

- площадь стабилизаторов ускорителя - 3,648 м2;

- стартовый вес ракеты - 2160 ±40 кг;

- вес снаряженного ускорителя - 1030 ±20 кг;

- вес порохового заряда НМФ-2 - 546 ±5 кг;

- вес компонентов топлива:

горючего ТГ-02 - 115,4 +1,6/-0,4 кг;

окислителя АК-20Ф - 386 +7,5/-1,2 кг;

горючего для ТНА ОТ-155 - 13,4 ±0,13 кг;

Ракета конструктивно выполнена в виде шести отдельных отсеков.

В первом отсеке расположены приемник воздушного давления (ПВД), передающие антенны и часть аппаратуры радиовзрывателя.

Во втором отсеке размещены боевая часть и остальная аппаратура радиовзрывателя с приемными антеннами. К корпусу отсека крепятся передние плоскости.

Третий отсек представляет собой баки для горючего и окислителя, которые одновременно являются силовыми элементами конструкции планера ракеты.

В четвертом отсеке размещены автопилот с элементами рулевого тракта, блок радиоуправления и визирования, источники питания, механизм изменения передаточных чисел (МИПЧ), баллон для сжатого воздуха, а также ряд агрегатов двигательной установки. На корпусе отсека размещены узлы крепления крыльев и рули, а на нижней его части расположен электроразъем для подключения бортовой аппаратуры к наземному контрольному и пусковому электрооборудованию.

В пятом отсеке расположен жидкостной реактивный двигатель. В торцевой части отсека смонтированы антенны радиоуправления и визирования.

Шестой отсек, выполненный в форме усеченного конуса, является переходным элементом от ускорителя к ракете.

Двигательная установка предназначена для создания реактивной силы (тяги), обеспечивающей движение ракеты в пространстве.

Первая ступень ДУ - ПРД-18Р представляет собой стальную цилиндрическую камеру с соплом, диаметр критического сечения которого регулируется в зависимости от температуры порохового заряда. Пороховой заряд состоит из 14 шашек цилиндрической формы.

Основные характеристики ПРД-18Р:

- тяга двигателя 27000-50000 кг

- время горения заряда 3-4,3 сек;

- суммарный импульс не менее 100000 кгсек.

Вторая ступень двигательной установки состоит из маршевого жидкостно-реактивного двигателя, турбонасосной системы подачи топлива, топливных баков с заборниками, жидкостного газо-генератора с бачком для горючего ОТ-155, шарбаллона сжатого воздуха и воздушно-арматурного блока.

Основные характеристики двигательной установки:

- тяга ЖРД - 2650 ±130 кг;

- время работы ЖРД - 34 - 40 сек;

- суммарный импульс - 92500-108500 кгсек

Автопилот АП-75-0 представляет собой трехканальную систему автоматического регулирования.

На участке полета с ускорителем автопилот осуществляет стабилизацию ракеты по крену.

После сброса ускорителя автопилот стабилизирует ракету относительно ее продольной и двух взаимноперпендикулярных поперечных осей и осуществляет управление ракетой в соответствии с командами радиоуправления.

Каждый из трех каналов автопилота состоит из чувствительных элементов и рулевого тракта.

В качестве чувствительных элементов в каналах стабилизации относительно поперечных осей (I и П каналы) используются демпфирующие гироскопы и датчики поперечных ускорений, а в канале крена - свободный гироскоп и датчик скоростного напора. сигналы команды радиоуправления и датчиков поперечных ускорений суммируются и ограничиваются по величине.

Рулевой тракт состоит из усилителя, управляющего клапана и пневматической рулевой машины.

Механизм изменения передаточных чисел (МПЧ) предназначен для обеспечения постоянства коэффициента усиления контура управления во всем диапазоне высот и скоростей и ограничения поперечных перегрузок. Он автоматически изменяет передаточные числа автопилота в зависимости от скоростного напора, измеряемого на ПВД. Исполнительным органом служит электродвигатель, который изменяет передаточное число от штока рулевой машины к рулю.

Аппаратура радиоуправления и визирования предназначена для приема и дешифровки радиокоманд, передаваемых от наземной станции наведения, передачи их на автопилот и радиовзрыватель, а также для выдачи ответных радиосигналов, обеспечивающих непрерывное определение координат ракеты.

Она даёт возможность одновременного управления тремя ракетами. Приемная антенна щелевого типа, имеет ширину диаграммы направленности 82 х 96 градусов. Антенна ответчика - 54 градуса.

Радиолокационный взрыватель "Шмель" предназначен для подрыва боевой части ракеты у цели при величинах пролета ракеты относительно цели до 60 метров и относительных скоростях 600-1500 м/сек.

Принцип действия радиовзрывателя основан на использовании эффекта Допплера. Круговая зона обзора радиовзрывателя обеспечивается схемой двухканального направленного излучения и приема. В каждом канале имеется по две передающих и приемных антенны с узкой направленностью. В случае промаха происходит самоликвидация ракеты на 60 сек полета.

Боевая часть предназначена для поражения цели, находящеся в зоне ее действия. На ракете В-750 установлена боевая часть осколочно-направленного действия ДВР-750. При испытаниях в статических условиях угол разлета основной массы осколков (90-95%) составляет 10-11°, а скорость около 3100 м/сек. Вес БЧ - 190 кг, взрывчатого вещества - 138 кг, диаметр 395 мм, длина 883 м.

При взрыве образуюется 3600 поражающих элементов массой 11,6 г.

Источником электропитания служит батарея 26 КФА 60/25, представ ляющая собой химический источник тока одноразового действия. Электролит батареи находится в герметичных ампулах и выдавливается на электроды сжатым воздухом непосредственно перед стартом ракеты. Батарея выдает два номинальных напряжения: 26 вольт и 6,7 вольта.

Преобразователь тока ПТ-675 представляет собой мотор-генератор, предназначенный для преобразования постоянного тока с напряжением 26 вольт в переменный трехфазный ток с напряжением 200/115 вольт и частотою 400 герц для питания радиооборудования.

**Глава 2. Моделирование консоли стабилизатора**

На этапе работы первой ступени ракета не может управляться с земли. Это связано с установкой приёмных и передающих антенн радионаведения на задней стенке маршевой ступени, закрытой ускорителем.

В то же время для начала работы системы радионаведения требовалось обеспечить прямой полёт ракеты без крена до отделения ускорителя. Это достигается применением стабилизаторов большой площади. Площадь определяется тем, что центр давления на поверхности должен быть позади центра тяжести аппарата. Стартовый двигатель весом больше тонны сдвигает центр тяжести назад и крыло становится дестабилизатором вместе с носовой частью ракеты.

Для уменьшения скручивающей нагрузки на межступенные замки стабилизаторы оснастили дополнительными элеронами, действующими совместно с рулями маршевой ступени. На поздних модификациях элероны были ликвидированы.

Большая площадь и толщина стабилизаторов не позволила применить к ним новый метод изготовления горячей штамповкой. Они имеют клёпанную конструкцию в виде двух лонжеронов, семи нервюр, стрингеров и работающей обшивки из дюралюминия. Передние лонжероны крепятся к корпусу двигателя, а несущие задние – к его соплу через крестовину.

Ради упрощения электро- и пневмопроводки воздушная рулевая машина с электрическим управлением только одна и размещена внутри верхней-левой консоли стабилизатора. Элероны на противоположных консолях механически связаны через систему рычагов и тягу в виде рамки, опоясывающей сопло двигателя. Для доступа к рычагам имеются люки в обшивке каждой консоли.

На двух других консолях элероны с приводом и люки отсутствуют.

Имеющаяся на кафедре А1 консоль с приводом и элероном была изучана и обмерена. Моделирование выполнено на основе этих замеров.

Моделирование проведено в САПР «Компас-3Д-В13» следующим образом:

1. В плоскостях корневой и концевой хорды построены профили с учётом их симметричности.

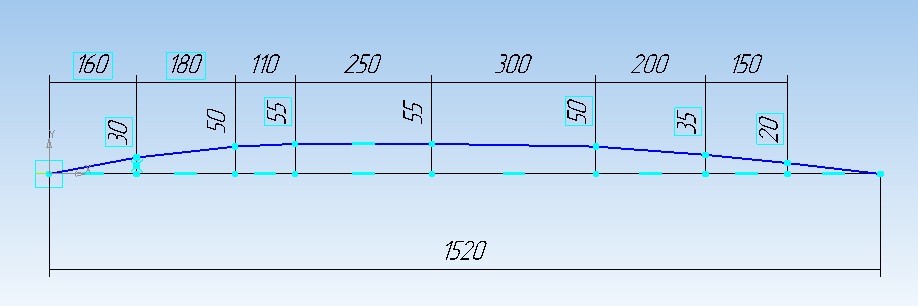


Рис.3 Построение профиля корневой нервюры

2. Вычислены координаты вершины консоли. Основа модели получена соединением профиля корневой нервюры с найденной точкой по прямой образующей. Вершина и элерон вырезаны вытягиванием замкнутых контуров. Полученная концевая хорда полностью совпала по размерам с реальной. На передних кромках элерона сняты фаски.

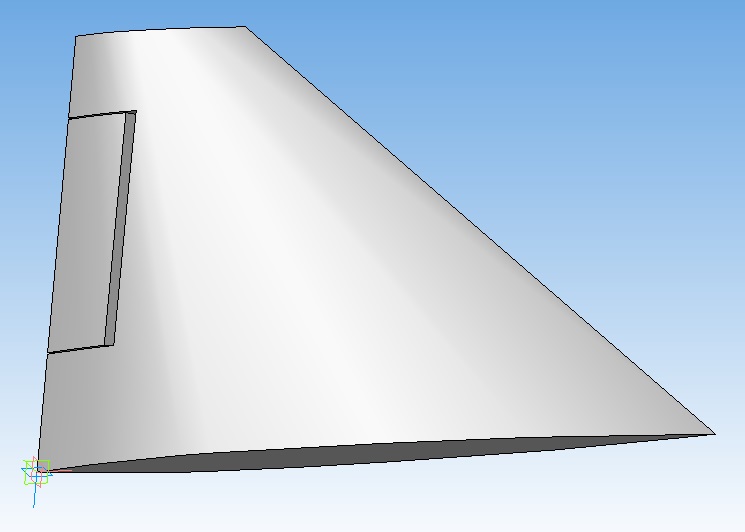


Рис.4 Основа модели

Тяга привода элерона с обтекателем сделана путём вращения эскиза в плоскости под углом к строительной. Отверстия и подштамповки выполнены вырезами по эскизам с последующими скруглениями и фасками в нужных местах. Таким же образом сделаны кронштейны навески консоли, усиливающие накладки корневой нервюры, люки доступа к приводу.

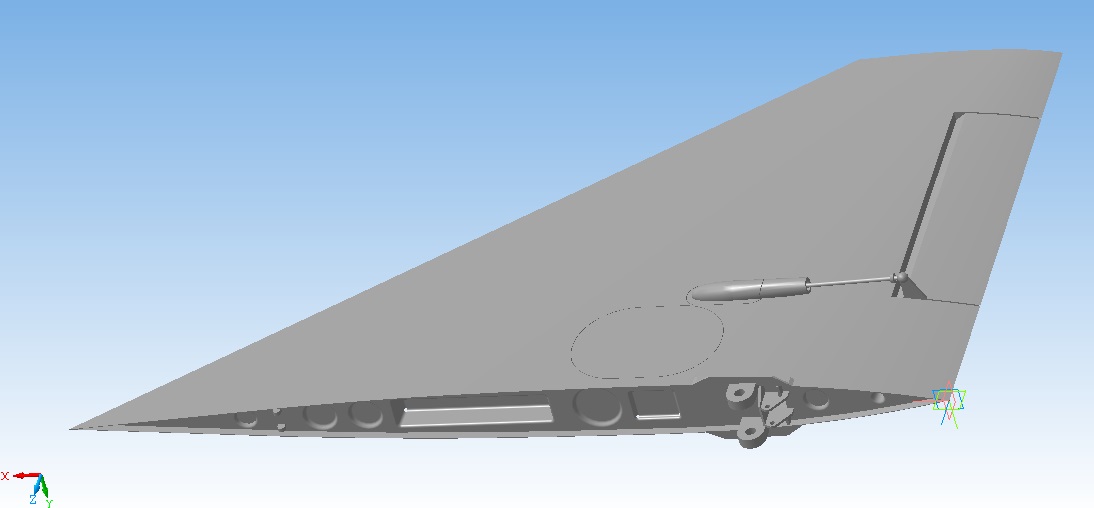


Рис.5 Окончательный вид модели справа - снизу

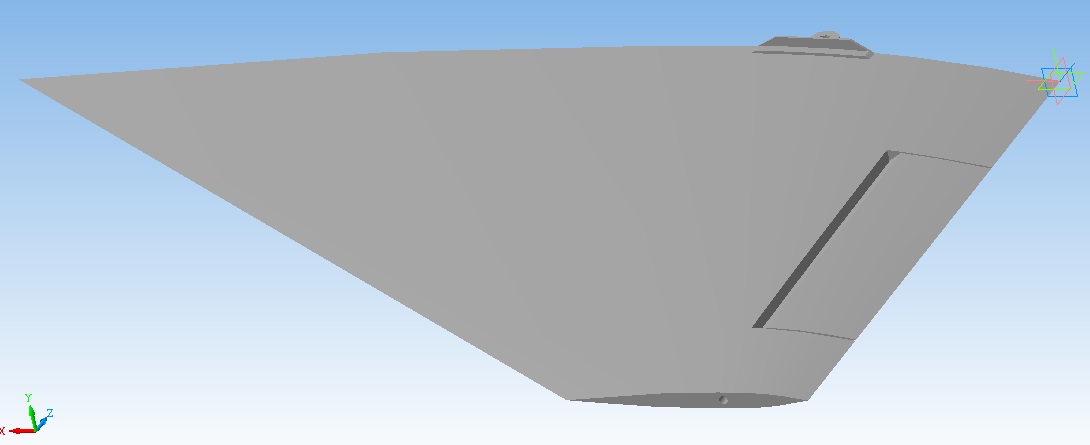


Рис.6 Окончательный вид модели слева - сверху

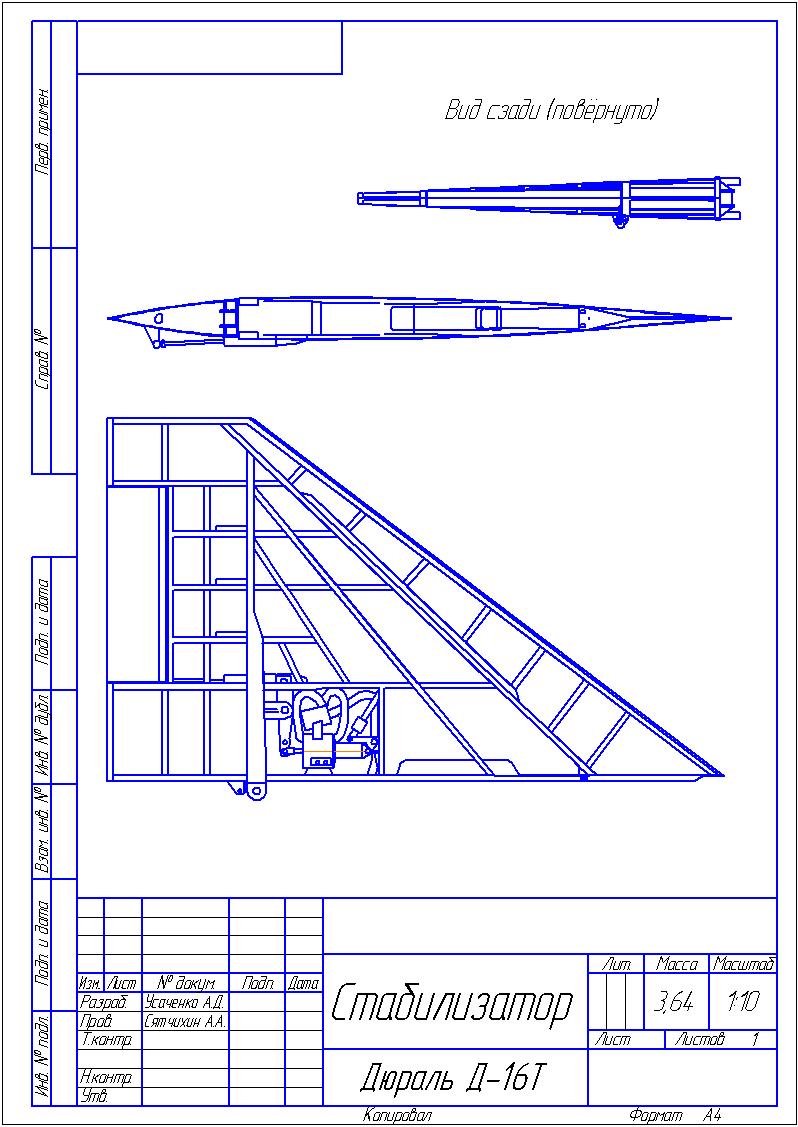


Рис.5 Чертёж общего вида, полученный из модели

**Заключение**

В данной курсовой работе я ознакомился с ракетой В-750, определил назначение и состав её главных элементов, выяснил особенности её аэродинамической компоновки и управления. Изучена конструкция хвостового оперения и выполнена модель консоли стабилизатора с машиной и элероном в САПР «Компас-3Д-В13»

**Список источников**

1. Журнал "Авиация и Космонавтика" №1 2008 г.

2. Ганин С., Коровин В., Карпенко А, Ангельский Р. Система-75 // Техника и вооружение вчера, сегодня, завтра : журнал. — 2003. — Январь (№ 01). — С. 1—8.

3. Отчёт о совместных испытаниях средств системы-75 диапазона "В", 1957 г.