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

Кафедра А-1

Синтез ракетных систем

**КУРСОВАЯ РАБОТА**

**Ракета-разгонщик высокоскоростного летательного аппарата**

Выполнил Усаченко А. Д.

Группа А1М31

Преподаватель Исаков А. Л.

Санкт-Петербург, 2018 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

**Введение**

Для обеспечения перехвата высокоскоростных воздушных целей необходимо обеспечить разгон и движение ЗУР на высоких скоростях. Двигатель на твёрдом топливе (РДТТ) характеризуется большой массой и габаритами, что ограничивает длительность поддержания высокой скорости. При замене двигателя маршевой ступени на высокоскоростной прямоточный воздушно-реактивный исключается необходимость наличия окислителя на борту, что снижает массу и габариты ЗУР и способствует более длительному поддержанию высоких скоростей.

Носовой обтекатель при движении на высокой скорости нагревается до температур, при которых с поверхности эмиссионного слоя начинают выходить электроны, забирая с собой тепло и охлаждая обтекатель. При этом происходит рассеяние тепловой энергии и её перевод в электрическую, которая используется для электродуговой поддержки горения в прямоточном двигателе, а также для электромагнитного управления потоком плазмы вокруг ракеты. Отклонение потока на угол атаки ЗУР обеспечивает допустимые условия работы прямоточного двигателя и создаёт дополнительную подъёмную силу. В результате повышается устойчивость горения и маневренные качества ракеты.

Наведение подобной ракеты осложняется ионизированным потоком воздуха и представляет собой очень сложную задачу. Однако в настоящее время разрабатываются системы, использующие плазменный поток в качестве антенны для низкочастотных радиоволн. Также представляется вполне возможным оптическое самонаведение. Для этого необходимо сделать несколько прозрачных окон из термостойкого прозрачного материала (например, сапфира) и активно их охлаждать при необходимости, к примеру, воздухом или топливом.

Для запуска и правильной работы высокоскоростного прямоточного воздушно-реактивного двигателя необходимо разогнать аппарат до сверхзвуковой скорости и обеспечить полёт с нулевым углом атаки и скольжения. Поэтому требуется дополнительный носитель, который разгоняет ЗУР до высоких скоростей, при которых становится работоспособным ВПВРД. Облик таккой ракеты-разгонщика и должен быть определён в данной курсовой работе.

**Глава 1. Общее описание высокоскоростной ЗУР**

Для обеспечения перехвата высокоскоростных воздушных целей необходимо обеспечить разгон и движение ЗУР на высоких скоростях. Двигатель на твёрдом топливе (РДТТ) маршевой ступени существующих ЗУР характеризуется большой массой и габаритами, что снижает возможности по поддержанию высокой скорости свыше 5 М на маршевом участке полета ЗУР. При замене двигателя маршевой ступени на высокоскоростной прямоточный (ВПВРД) исключается необходимость наличия окислителя на борту, что снижает массу и габариты ЗУР и способствует более длительному поддержанию высоких скоростей для обеспечения поражения высокоскоростных целей.

Однако, движение с большими скоростями приводит к необходимости оснащения маршевой ступени ЗУР с ВПВРД дополнительной системой тепловой защиты от аэродинамического нагрева [1]. В данной работе предлагается ЗУР с термоэмиссионной тепловой защитой. Для реализации термоэмиссионной тепловой защиты на головной обтекатель наносится эмиссионный слой из материала с низкой работой выхода электронов. При нагреве обтекателя до температур, при которых начинается термоэлектронная эмиссия [2], с поверхности эмиссионного слоя начинают выходить электроны и забирать с собой большое количество тепловой энергии. Обтекатель при этом охлаждается. Вышедшие электроны по электрическому полю от источника электроэнергии направляются к слою восприятия электронов, где происходит их восприятие и направление в бортовой источник электроэнергии, а затем обратно через обтекатель к эмиссионному слою. При этом происходит рассеяние тепловой энергии, полученной электронами эмиссии при нагреве обтекателя и обеспечивается поддержание такой температуры, при которой прочностные свойства обтекателя сохраняются на требуемом уровне [3].

Подобным образом можно обеспечить защиту органов управления и других теплонапряженных элементов ЗУР и увеличить эффективность поражения высокоскоростных воздушных целей путём оснащения маршевой ступени ЗУР маршевым ВПВРД [4] и организации электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии. Подана заявка на выдачу патента на полезную модель №2018102170.

Наиболее близкой к технической сущности предлагаемой ЗУР является отечественная зенитная управляемая ракета (ЗУР) 9М82 войскового зенитного комплекса С-300В, содержащая стартовую и маршевую твердотопливные ступени. Маршевая ступень содержит отсек управления, включающий системы наведения, стабилизации по крену и неконтактного подрыва, боевую часть, аэродинамические органы управления. Стартовая ступень имеет газодинамические органы управления. После выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера при вертикальном старте начинается работа стартового двигателя на твердом топливе. После разгона ЗУР происходит отсоединение стартового двигателя и включается маршевый двигатель. Одновременно осуществляется радиокомандное наведение ЗУР и по достижении заданного расстояния до цели она переходит на самонаведение, при сближении происходит подрыв осколочной боевой части [5].

Недостатком прототипа является недостаточная дальность полёта ракеты при перехвате высокоскоростных целей, имеющих скорости более 1200 м/с.

Для повышения эффективности поражения высокоскоростных воздушных целей путем увеличения дальности полёта на максимальной скорости необходимо её поддержание на всем маршевом участке без нарушения целостности конструкции ЗУР в условиях аэродинамического нагрева, характерного для высоких скоростей.

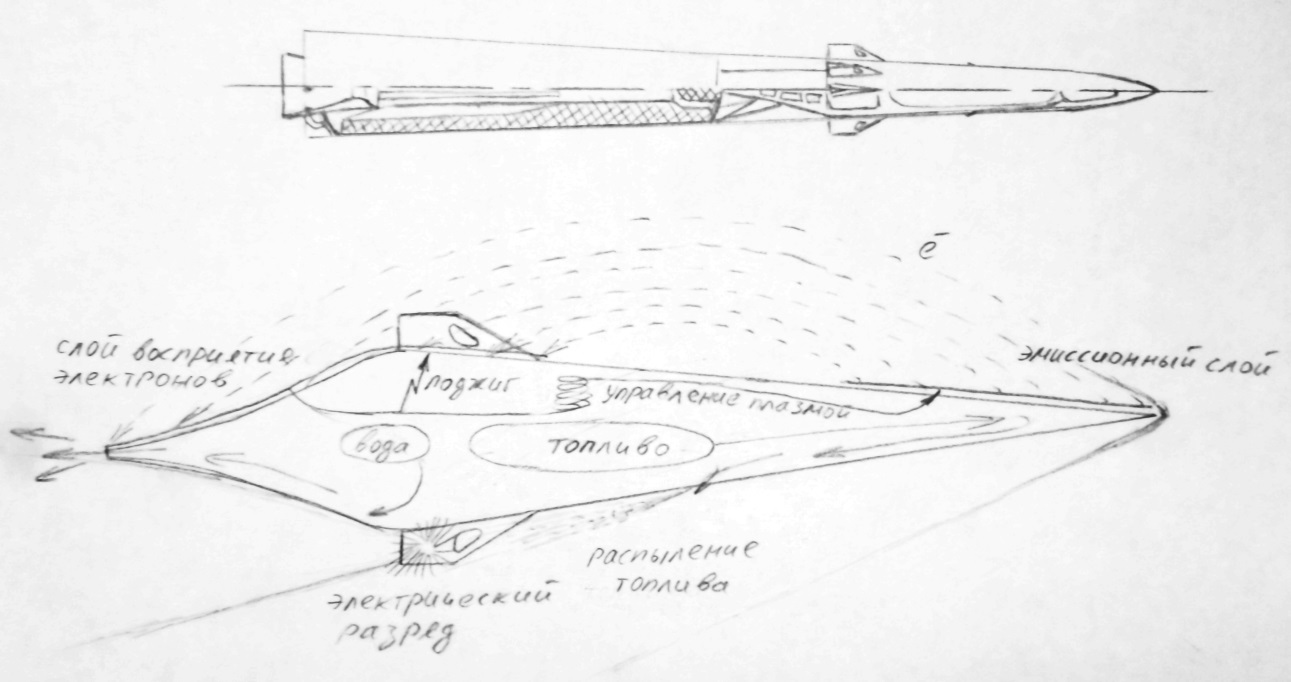


Рис. 1. Принципиальная схема высокоскоростной ЗУР

ЗУР включает в своем составе ракету-разгонщик маршевой ступени (МС) и саму маршевую ступень. В состав последней входят: высокоскоростной прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ВПВРД), маршевые органы управления, обтекатель с системой охлаждения, корпус, приборы управления и наведения, боевая часть.

Ракета-разгонщик предназначена для первоначального набора высоты и высокой скорости, при которой становится работоспособен маршевый ВПВРД, предназначенный для поддержания высокой скорости полета ЗУР.

ВПВРД состоит из топливного бака, турбонасосного агрегата, системы охлаждения корпуса топливом, форсунок распыления топлива и электродугового ускорителя горения.

Избыток электроэнергии, полученной из тепловой при термоэмиссионном преобразовании, используется для электродуговой поддержки горения в прямоточном двигателе [6], а также для электромагнитного управления потоком плазмы вокруг ракеты [7]. Отклонение потока на угол атаки ЗУР обеспечивает допустимые условия работы прямоточного двигателя и создаёт дополнительную подъёмную силу. В результате повышается устойчивость горения и маневренные качества ракеты. Чем больше будет использоваться электроэнергии, тем эффективнее будет тепловая защита корпуса.

Наведение подобной ракеты осложняется ионизированным потоком воздуха и представляет собой сложную задачу. Однако в настоящее время разрабатываются системы, использующие плазменный поток в качестве антенны для низкочастотных радиоволн [8]. Также представляется вполне возможным оптическое самонаведение. Для этого необходимо сделать несколько прозрачных окон из термостойкого прозрачного материала (например, сапфира) и активно их охлаждать при необходимости, к примеру, воздухом или топливом.

**Глава 2. Определение облика ракеты-разгонщика**

Ракета-разгонщик предназначена для разгона маршевой ступени до сверхзвуковой скорости и набора высоты полёта не менее 30 км за минимальное время. При этих условиях становится работоспособным высокоскоростной прямоточный двигатель.

Так как для зенитной ракеты требуется простота, надёжность и постоянная повышенная готовность, в качестве силовой установки разгонщика выбран твердотопливный ракетный двигатель.

Управлять ракетой-разгонщиком при неработающем двигателе не требуется, поэтому в качестве органа управления выбран вдув газа в сверхзвуковую часть сопла. Для достижения максимальной дальности разгон производится по баллистической траектории.

Расчёты проводятся при помощи пакета программ САПР баллистических ракет. При полёте на максимальную дальность ракеты 9М82 реализуется именно баллистическая траектория, позволяющая уменьшить аэродинамическое сопротивление.

Исходные данные для расчёта выбраны на основе характеристик ракеты 9М82 комплекса С-300В.

Маршевая ступень рассматривается как полезный груз массой 1200 кг. Старт вертикальный.

Ограничения:

Диаметр ракеты 1200 мм

Длина 10 м

Приложение 1. Результаты расчёта при помощи САПР РБ

Файл KOD\_ZD.DAT

0 - тип ракеты: 0-баллистическая; >0-носитель.

0 0 - схема деления: 0 - тандем; >0 - параллельная.

1 - число ступеней

330 - код задачи: <300 - оптимизация; >300 - без оптимизации.

1.0000000E+01 - Заданное значение

Формула ККС :

7 - число СЭ

420 1 1

2040 1 2

1600 1 3

510 1 4

1220 1 5

310 1 6

810 1 7

Файл REZ.DAT

ППП САПР РБ. Версия 02.98

Подпрограмма VDSSS - исходные данные

PUS/V0=0.0000000E00,H0=0.0000000E00/

PUS/U0=1.5700000E00,SIG=2.0000000E02/

PUS/TTK=0.0000000E00/

EFF/LC=3.5000000E02,SC=1.8000000E02/

EFF/DP=2.0000000E05,P=8.0000000E-01/

EFF/U=8.0000000E-01,H=0.0000000E00,NBG1=1.0000000E00/

NSTUP=1/MT=1.6000000E-01,TVP=1.0000000E01,DST=1.2000000E00/

NSTUP=1/KUPR=1.0000000E00,PRM1=0.0000000E00,PRM2=0.0000000E00/

J=1/MNOS=1.2000000E03,D2=1.2000000E00/

J=1/LNOS=5.0000000E00,HN=1.0000000E-01/

J=4/ROM=7.9000000E03,SIB=1.5000000E09,SI2=1.2000000E09/

J=4/E=2.1000000E11,KPU=3.0000000E-01/

J=5/ROT=1.7700000E03,IST=2.4000000E03/

J=5/NIZ=1.1700000E00,Z=2.6500000E-01/

J=5/U1=1.1000000E-05,NU=4.3000000E-01,VPR=1.5000000E02/

J=5/KZD=5.0000000E-01,KZCD=4.0000000E-01/

J=6/PK=7.0000000E06,PA=1.0000000E05,NS=1.0000000E00/

J=6/KUS=5.0000000E-01,KPI=9.8500000E-01/

J=6/ROM=7.8000000E03,SIB=1.2000000E09,F=1.3000000E00/

J=7/ROM=7.9000000E03,SIB=1.5000000E09,SI2=1.2000000E09/

J=7/E=2.1000000E11,KPU=3.0000000E-01/

VCS: Входной контроль ошибок не обнаружил

Распечатка файла данных.

ЛА / MLAP= 6.038E+03; LLAP= 1.000E+01; MPN = 1.200E+03; DLAP= 1.200E+00 /

/ DALN= 1.147E+05; CENA= 1.656E+03; CNLA= 1.656E+03; SIG = 2.000E+02 /

/ TTR = 5.000E-01; SHRT= 0.000E+00; AZMT= 1.570E+00; QRAZ= 0.000E+00 /

/ V0 = 0.000E+00; U0 = 1.570E+00; DL0 = 0.000E+00; H0 = 0.000E+00 /

/ T0 = 0.000E+00; DT = 0.000E+00; VK = 1.884E+03; TTK = 1.367E+00 /

/ DK = 2.307E+03; HK = 1.328E+04; VBH = 1.070E+03; UBH =-1.259E+00 /

/ HBH = 9.500E+04; VBZ = 5.249E+02; UBZ =-1.396E+00; MMD = 2.657E+03 /

/ VMD = 1.643E+03; DMIN= 1.136E+05; HMD = 1.102E+04; QMD = 4.923E+05 /

/ CXMD= 1.807E-01; TAPG= 1.869E+02; VARG= 3.255E+02; DAPG= 5.725E+04 /

/ HAPG= 1.499E+05; TOBR= 1.852E+03; HPRG=-6.366E+06; UTZP= 0.000E+00 /

Eff / MBG = 2.122E+01; LC = 3.500E+02; SC = 1.800E+02; TE = 8.561E+00 /

/ SIG = 2.000E+02; P = 8.000E-01; H = 0.000E+00; DP = 2.000E+05 /

/ U = 8.000E-01; NBG1= 1.000E+00; NBGS= 1.000E+00; NLA = 1.000E+00 /

/ MZU = 1.485E+01 /

Sto / CENA= 1.656E+03; CI = 1.238E+03; CCP = 2.616E+02; CI25= 1.479E+03 /

/ CTSK= 5.027E+01; CG4 = 3.004E+02; C3Y = 2.718E+02; CCY = 3.738E+02 /

/ CCYE= 6.638E+02; CDB = 6.491E+01; CDBP= 0.000E+00; CKOP= 1.179E+02 /

/ CT = 4.029E+01; CEBM= 2.500E+02; CYO = 6.000E+01; COTC= 2.000E+01 /

/ CTAP= 1.000E+00; KTK = 2.300E+00; ACP = 1.800E+01; AP = 1.200E+01 /

Stup 1 / M0ST= 6.038E+03; LSTP= 1.000E+01; MTOP= 3.669E+03; MT = 6.077E-01 /

/ RPUS= 5.922E+05; TVP = 1.000E+01; I0 = 2.480E+03; IP = 2.695E+03 /

/ RASH= 2.165E+02; MPN = 0.000E+00; DST = 1.200E+00; XT = 2.500E+00 /

/ YZ = 6.000E+05; TAUP= 0.000E+00; Q1 = 4.923E+05; NX1 = 1.851E+01 /

/ MU1 = 5.600E-01; T1 = 1.546E+02; Q2 = 3.758E+05; NX2 = 4.161E+01 /

/ MU2 = 4.000E-01; T2 = 5.841E+01; UA1 = 8.244E-02; UA2 = 0.000E+00 /

/ VK = 1.884E+03; TTK = 1.367E+00; DK = 2.307E+03; HK = 1.328E+04 /

/ TAU = 1.670E+01; MK = 2.369E+03; UAS = 3.000E-02; XD1 = 1.792E-01 /

/ XD2 = 5.144E-01; CX1 = 1.807E-01; CYA1= 3.550E+00; M1 = 5.575E+00 /

/ HRS1= 1.102E+04; CX2 = 2.460E-01; CYA2= 3.419E+00; M2 = 3.226E+00 /

/ HRS2= 5.347E+03; UPDU= 0.000E+00; EXDU= 0.000E+00; UPSP= 0.000E+00 /

/ MZVZ= 0.000E+00; CST = 1.052E+02; KUPR= 1.000E+00; KCA = 0.000E+00 /

j= 1 / MNOS= 1.200E+03; LNOS= 5.000E+00; D1 = 2.383E-01; D2 = 1.200E+00 /

/ L1 = 1.055E-01; X0 = 0.000E+00; L2 =-3.000E-01; RZT = 1.200E-01 /

/ RD = 2.000E+00; PM = 1.061E+03; HN = 1.000E-01; DD = 1.000E+00 /

/ MTZG= 0.000E+00; KCA = 0.000E+00 /

j= 2 / MPS = 3.460E+01; FKPS= 3.427E-02; X0 = 5.618E+00 /

j= 3 / MPUP= 5.330E+01; X0 = 5.309E+00; CPUP= 6.700E+02 /

j= 4 / MPRO= 6.190E+01; LPRO= 6.180E-01; HM0 = 1.350E+03; HM1 = 1.350E+03 /

/ HM2 = 1.350E+03; SIB = 1.500E+09; SI2 = 1.200E+09; E = 2.100E+11 /

/ KPU = 3.000E-01; ROM = 7.900E+03; D1 = 1.200E+00; D2 = 1.200E+00 /

/ L1 = 0.000E+00; X0 = 5.000E+00; L2 = 0.000E+00; PPN = 0.000E+00 /

/ ESN = 6.645E+05; RNX = 4.156E+01; RSP = 0.000E+00; F = 1.200E+00 /

/ NSP = 2.000E+00; C = 5.020E+02; DCT = 1.786E-03; TKOR= 3.300E+02 /

/ FTBE= 1.068E+00; CPRO= 1.000E+01 /

j= 5 / MZBR= 3.790E+03; ROT = 1.770E+03; DZ = 1.189E+00; DKAN= 8.616E-01 /

/ E1 = 1.637E-01; X0 = 5.618E+00; LC = 3.562E+00; KZD = 5.000E-01 /

/ KZCD= 4.000E-01; Z = 2.650E-01; U1 = 1.100E-05; NU = 4.300E-01 /

/ VPR = 1.500E+02; BT = 1.563E+03; NIZ = 1.170E+00; F0 = 1.009E+06 /

/ IST = 2.400E+03; U = 9.656E-03; VK = 4.698E+01; KSR = 7.000E-01 /

/ UCB = 2.800E-03; UCT = 1.760E-03; CZBR= 4.029E+01; DR1 = 1.000E+00 /

j= 6 / MDVT= 8.239E+02; LCD = 3.562E+00; SIB = 1.200E+09; ROM = 7.800E+03 /

/ DD = 1.200E+00; DA = 7.665E-01; L1 = 2.400E-01; X0 = 5.618E+00 /

/ L2 = 8.197E-01; PK = 7.000E+06; PA = 1.000E+05; OT = 1.000E+00 /

/ NS = 1.000E+00; ALS = 5.000E-02; KUS = 5.000E-01; MD1 = 6.845E+01 /

/ MD2 = 9.072E+01; MCD = 5.662E+02; MS = 8.245E+01; F = 1.300E+00 /

/ I0 = 2.518E+03; IP = 2.736E+03; KPI = 9.850E-01; DCT = 4.516E-03 /

/ DKR = 2.469E-01; RPUS= 5.923E+05; RASH= 2.165E+02; TAU = 1.695E+01 /

/ MTZ = 1.035E+02; LDN = 2.400E-01; LC = 1.159E+00; LUS = 5.797E-01 /

/ LDV = 4.622E+00; CDVT= 6.491E+01 /

j= 7 / MXO = 7.411E+01; LXO = 4.365E-01; HM0 = 6.055E+03; HM1 = 0.000E+00 /

/ HM2 = 0.000E+00; SIB = 1.500E+09; SI2 = 1.200E+09; E = 2.100E+11 /

/ KPU = 3.000E-01; ROM = 7.900E+03; D1 = 1.200E+00; D2 = 1.200E+00 /

/ L1 = 0.000E+00; X0 = 9.180E+00; L2 = 0.000E+00; LH = 5.000E-01 /

/ PPN = 0.000E+00; ESN = 5.925E+04; RNX = 1.000E+00; RSP = 0.000E+00 /

/ F = 1.200E+00; KOP = 2.000E-03; KDN = 3.070E+01; KOK = 3.600E+00 /

/ NSP = 2.000E+00; C = 5.020E+02; DCT = 1.000E-03; TKOR= 3.300E+02 /

/ FTBE= 1.000E+00; CXO = 1.700E+01 /

/sss/

Pаспечатка массива KEY

KEY(1) 4 20 16 5 12 3 8 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0... 0 0 1

KEY(2) 1 1 1 1 1 1 1 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0... 0 0 0

KEY(3) 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0... 0 0 0

Таким образом получены основные характеристики конструкции, достаточные для эскизного проектирования ракеты. Дальность полёта определена для баллистической ракеты – это дальность падения разгонщика. Эта величина должна учитываться при подготовке пуска ракеты во избежание падения тяжёлых объектов с большой скоростью куда не следует. А маршевая ступень отделяется после конца активного участка.

|  |  |
| --- | --- |
| Стартовая масса ракеты, кг | 6038 |
| Масса маршевой ступени, кг | 1200 |
| Длина ракеты, мм | 10000 |
| Длина маршевой ступени, мм | 5000 |
| Наибольший диаметр ракеты, мм | 1200 |
| Тяговооружённость на старте | 10 |
| Относительная масса топлива на старте | 0,16 |
| Скорость полёта при разделении, м/с | 1884 |
| Высота полёта при разделении, м | 13280 |
| Тангаж при разделении, град | 78 |

Табл.1 Основные характеристики ракеты

Общий вид ракеты, полученный по этим данным и из приложения 1, показан на рисунке 2.

**Глава 3. Устройство и функционирование ракеты**

Пуск ЗУР производится при вертикальном положении из ТПК с помощью находящегося в нем порохового аккумулятора давления. После выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера начинается процесс склонения ракеты на заданный угол (задействованием нескольких из восьми импульсных двигателей), который завершается к моменту окончания работы стартовой ступени при помощи её органов управления.

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.

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

Ракета обеспечивает разгон маршевой ступени до скорости порядка 1800 м/с, осуществляя одновременно склонение (разворот) ракеты в плоскости тангажа на угол, обеспечивающий полет ракеты по оптимальной траектории в сторону цели. Вторая (маршевая) ступень ракеты доставляет боевую часть в район цели.

ЗУР снабжена осколочно-фугасной боевой частью направленного действия. На межступенном отсеке стартовой ступени размещаются четыре аэродинамических руля для управления по крену. В этот отсек входит сужающаяся часть сопла внешнего расширения маршевой ступени.

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

В первом, головном, отсеке размещается термоэмиссионная система охлаждения головного обтекателя, блоки аппаратуры самонаведения, радиоблок взрывательного устройства с антенной, бортовое вычислительное устройство, прибор управления и навигации инерциальной системы управления.

Во втором отсеке размешаются боевая часть направленного действия и предохранительно-исполнительный механизм.

В третьем отсеке размещается турбонасосный агрегат двигателя маршевой ступени и охлаждения топливом, система электромагнитного управления потоком ионизированного воздуха.

Четвертый отсек содержит топливный бак маршевого двигателя. 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. Вокруг бака проходят трубопроводы охлаждения корпуса топливом. В корпусе размещены форсунки распыления нагретой топливной эмульсии и дуговые разрядники.

В хвостовой части маршевой ступени (внутри сопла внешнего расширения, пятый отсек) расположены термоэмиссионная система его охлаждения, газотурбинный блок турбогенераторного источника питания, газогидросистема маршевой ступени, состоящая из газогенератора и блока гидропитания. Электрическая связь между блоками бортовой аппаратуры и оборудованием головной и хвостовой частей маршевой ступени осуществляется через магистрали, проходящие между корпусом и топливным баком.

В шестом, межступенном отсеке (вокруг сопла маршевой ступени) расположены электрогидравлические рулевые агрегаты, электрические соединители, переключатели схода и переключатель разделения. Здесь же расположена система разделения, состоящая из детонирующего удлиненного заряда и универсального электродетонатора, система аварийной ликвидации, состоящая из блока предельных параметров, устройства предохранения и коммутации, двух ликвидационных детонирующих удлиненных зарядов. На поверхности корпуса шестого отсека расположены четыре аэродинамических руля для управления по крену. Рули также служат опорой в транспортно-пусковом контейнере.

Седьмой отсек – стартовый твердотопливный двигатель. Давление в камере составляет 70 атм, топливо смесевое. Заряд одноканальный с компенсацией прогрессивного горения по торцам. Управление вектором тяги осуществляется вдувом газа из камеры сгорания в сверхзвуковую часть сопла. Для на утопленном в двигатель сопле расположены четыре клапана в во взаимно перпендикулярных плоскостях.

Хвостовой (восьмой) отсек, закрывает хвостовой блок двигателя и содержит двигатели склонения и привод рулевых клапанов.

Электрическая связь оборудования межступенного и хвостового отсеков осуществляется через магистраль, проходящую по наружной поверхности РДТТ. 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.

**Заключение**

В данной курсовой работе определён облик высокоскоростной ЗУР, определена её компоновка и размеры. Предлагаемая ЗУР позволит увеличить эффективности поражения высокоскоростных целей за счёт обеспечения поддержания движения ЗУР с высокими скоростями с сохранением ее целостности в условиях сильного аэродинамического нагрева путем установки в качестве маршевого двигателя ВПВРД и организации дополнительного электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии обтекателя. А полученная в полете электроэнергия позволит обеспечить управление ЗУР на высоких скоростях без применения аэродинамических органов управления, что также повысит надежность. При этом, появляются возможности по управлению потоком плазмы на входе в ВПВРД. Это позволит обеспечить функционирование ВПВРД в условиях быстроменяющейся высоты и скорости при полете за высокоскоростной целью.

**Список источников**

1. Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве [Текст]: пат. 2404087 Рос. Федерация: МПК B64C 1/38, B64G 1/50. / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М.; заявитель и патентообладатель БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова. - № 2009140802/11; заявл. 03.11.2009; опубл. 20.11.2010 Бюл. № 32. – 7с.

2. Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева [Текст]: пат. 2430857 Рос. Федерация: МПК B64C 1/38 / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М.; заявитель и патентообладатель БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова. - № 2009144640/11; заявл. 01.12.2009; опубл. 10.10.2011 Бюл. № 38. – 9с.

3. Колычев А.В. Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом нагреве и границы ее применимости. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 68. – 2013г.

4. Колычев А.В. Керножицкий В.А. Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 51. – 2012г.

5. «Техника и вооружение», №5-6, 1999, стр.24

6. Внешнее горение высокоскоростных многокомпонентных воздушно-углеводородных потоков в условиях низкотемпературной плазмы», А.Ю. Бауров, Л.В. Шибкова и др., ВМУ. Серия 3. ФИЗИКА. АСТРОНОМИЯ. 2013. № 4, стр.28-32.

7. HYDROCARBON FUEL IGNITION BY ELECTRIC DISCHARGE IN HIGH-SPEED FLOW, V. Bityurin, S. Leonov, D. Yarantsev, IVTAN, Moscow, Russia; D.VanWie APL/JHU, Laurel, MD, USA.

8. Способ создания импульсной плазменной антенны [Текст]: пат. 2543508 Рос. Федерация: МПК H05H1/12 / Минин В.Ф., Минин И.В., Минин О.В. (RU) Патентообладатель ФГБОУ ВПО "СГГА"; заявл. 09.10.2013; опубл. 10.03.2015 Бюл. № 7. – 12с.