

ПРОТИВ-ВАЗДУШНЕ ВОЂЕНЕ РАКЕТЕ

Др Милош Марковић, доцент

Универзитет у Београду
Машински факултет
Катедра за системе наоружања

Новембар 13, 2020

- 1 Увод
- 2 Конфигурације против-ваздушних ракета
- 3 Основни подсклопови против-ваздушних ракета
- 4 Избор типа сензора и главе за самонавођење
- 5 Закони вођења против-ваздушних ракета
- 6 Системи управљања код против-ваздушних ракета
- 7 Врсте аутопилота код против-ваздушних ракета
- 8 Погонска група
- 9 Врсте бојних глава
- 10 Динамика ракете са три степена слободе
- 11 Карактеристике зоне уништења против-авионских ракета
- 12 Закључци

Намена против-ваздушне одбране

Одбрана од непријатељских авиона, крстарећих ракета и беспилотних летелица на малим и великим висинама, дозвучних и надзвучних брзина.

Подела ракета према намени

Ракете према намени могу се поделити на трупну и територијалну против-ваздушну одбрану (ПВО)

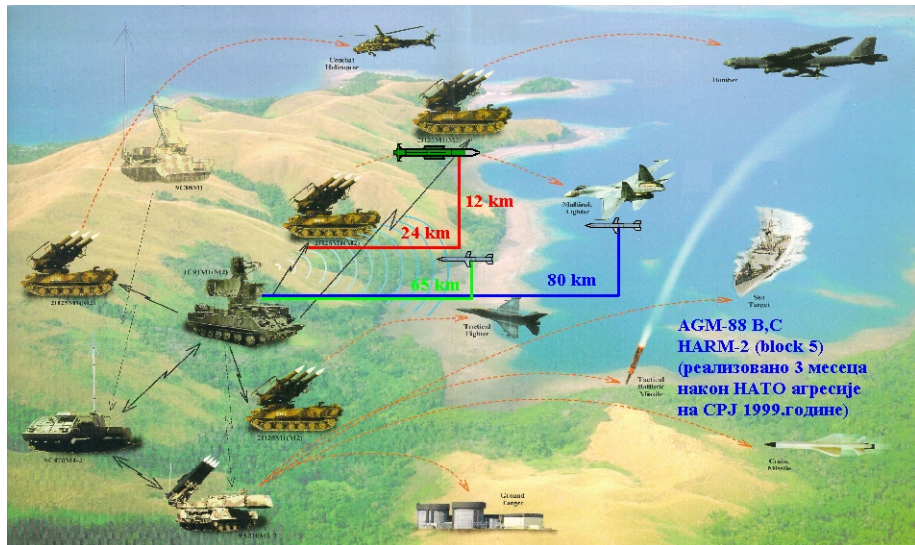
Средства ракетног комплекса ПВО система

Радарска средства, борбена средства и техничка средства.

Из предмета на Катедри из СИН изучавају се искључиво борбена средства односно ракета као средство.

Увод

Средства ракетног комплекса ПВО система



Конфигурација и облик ракетних пројектила

Аеродинамичка конфигурација ракете

Постоје разни типови аеродинамичких конфигурација и углавном су категорисани у зависности од извора и позиције аеродинамичке силе која се генерише на телу ракете.

Систем управљања

Улога система управљања ракете у току лета је да обезбеди стабилну, контролисану и ракету брзог одзива. Такав стабилан и контролисан лет ракете постиже се управљањем кретања ракете помоћу аутопилота за ваљање, пропињање и скретање. Управљање ракетом у већини случајева постиже се помоћу управљивих аеродинамичких површина или вектором потиска (у неким случајевима неопходно је увести хибридно управљање).

Уводна разматрања

Конфигурација и облик ракетних пројектила

Вођење

Систем вођења је један од најзначајнијих фактора који доприноси укупним оствареним перформансама ракете. Систем обезбеђује команде за управљање аутопилотом пропињања, ваљања и скретања, што доводи до тога да ракета успешно пресретне циљ.

Упаљач

Функција упаљача је да детектује присуство циља и да на одговарајући начин изврши детонацију бојне главе. Тактичке ракете обично имају контактни или близинске упаљаче.

Уводна разматрања

Конфигурација и облик ракетних пројектила

Погон ракета на чврсто ракетно гориво

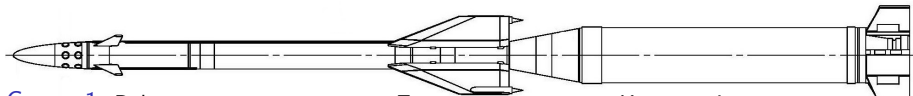
Погонски систем ракете обезбеђује потребан почетни потисак како би се реализоваа захтевана почетна брзина у зависности од захтева мисије и карактеристике циља. Постоје две фазе и то су стартна и маршевска фаза.

Бојна глава

Бојна глава представља део корисног терета вођене ракете и углавном се састоји од се од кошуљице, експлозивног пуњења и детонатора.

Конфигурације против-ваздушних ракета

Конфигурације ракете трупне одбране малог и средњег домета



Слика 1: Вођена вишестепена ракета Панцир земља-ваздух. Концепција управљања предњим аеродинамичким површинама или канарима.



Слика 2: Вођена ракета Тор земља-ваздух. Концепција управљања предњим аеродинамичким површинама и УВП систем у почетној фази



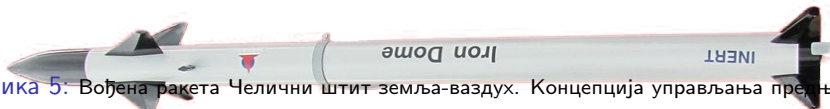
Слика 3: Вођена ракета Оса земља-ваздух. Концепција управљања предњим аеродинамичким површинама.

Конфигурације против-ваздушних ракета

Конфигурације ракете територијалне одбране



Слика 4: Вођена ракета С400 земља-ваздух. Концепција управљања предњим аеродинамичким површинама и употреба УВП система.



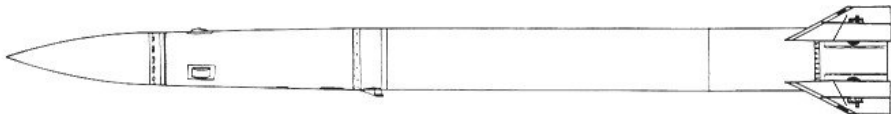
Слика 5: Вођена ракета Челични штит земља-ваздух. Концепција управљања предњим аеродинамичким површинама.



Слика 6: Вођена ракета Барак земља-ваздух. Концепција управљања предњим аеродинамичким површинама.

Конфигурације против-ваздушних ракета

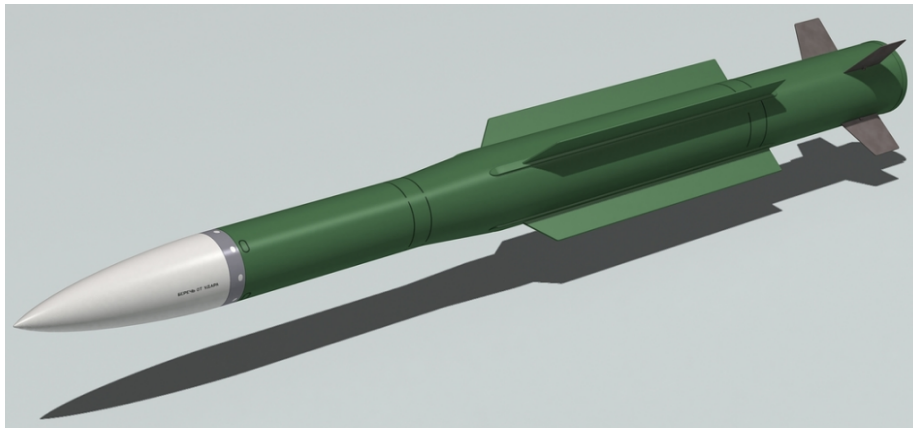
Конфигурације ракете територијалне одбране



Слика 7: Вођена ракета С300 земља-ваздух. Управљање задњим управљачким аеродинамичким површинама без крила.

Конфигурације против-ваздушних ракета

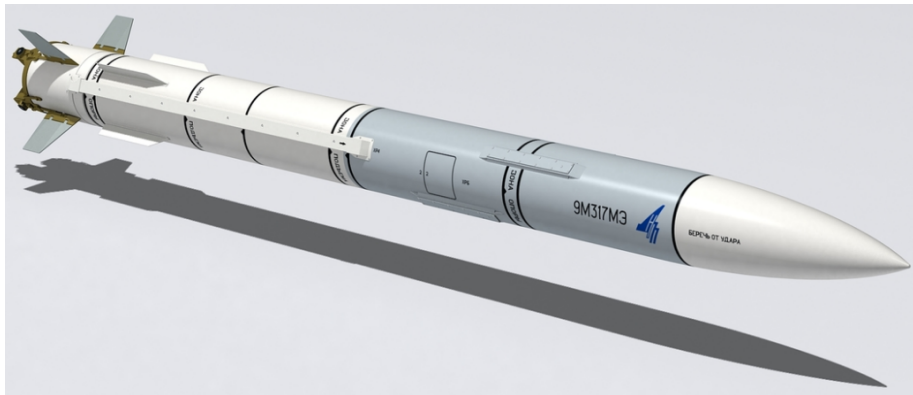
Конфигурације ракете територијалне одбране



Слика 8: Вођена ракета Бук руске производње земља-ваздух. Пример управљања задњим управљачким површинама са предњим фиксним крилима.

Конфигурације против-воздушних ракета

Конфигурације ракете територијалне одбране



Слика 9: Вођена ракета море-воздух, модернизација ракете Бук у морнаричку варијанту. Ракета се испалује вертикално са брода складиштена у силосима. У прављање се врши помоћу задњих управљачких аеродинамичких површина и управљање вектором потиска у вертикалној фази лансирања.

Конфигурације против-ваздушних ракета

Ракете домаће производње



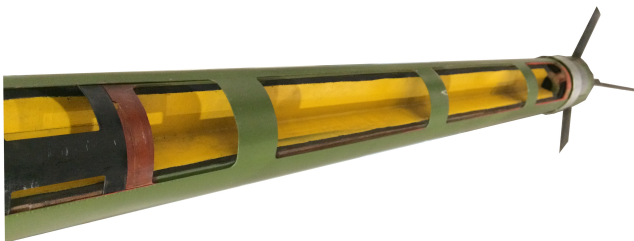
Слика 10:



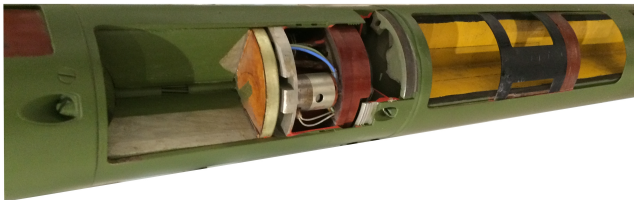
Слика 11:

Конфигурације против-ваздушних ракета

Ракете домаће производње



Слика 13:



Конфигурације против-ваздушних ракета

Ракете домаће производње



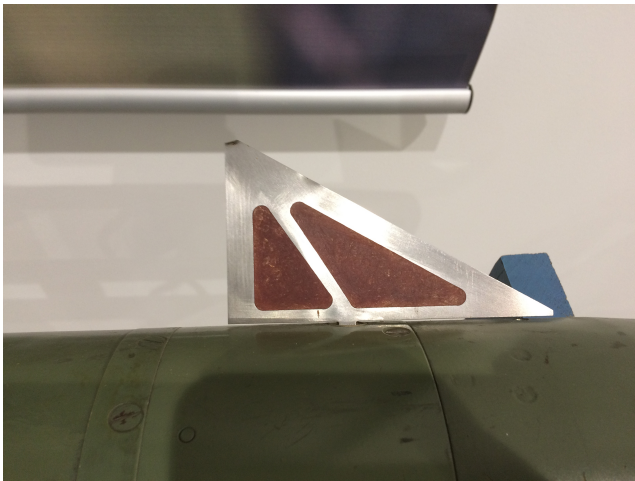
Конфигурације против-ваздушних ракета

Ракете домаће производње



Конфигурације против-ваздушних ракета

Ракете домаће производње



Слика 17:

Конфигурације против-ваздушних ракета

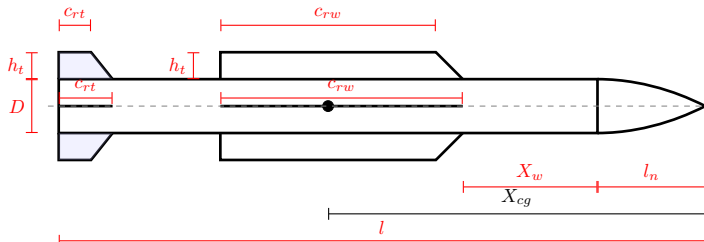
Ракете домаће производње



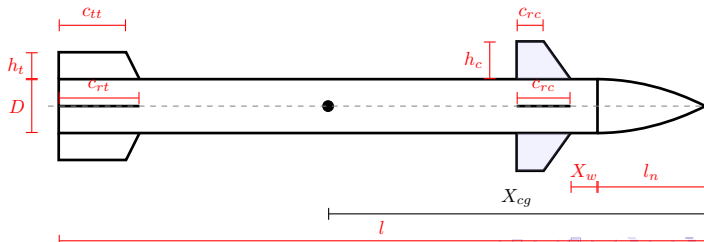
Слика 19:

Аеродинамичко пројектовање

Најчешће коришћене конфигурације



Аеродинамичка конфигурација *Нормална шема*, управљачке површине у задњем делу ракете.



Аеродинамичко пројектовање

Разматрање коефицијента бочног преоптерећења

- Предпоставка: У првој итерацији процењена је укупна маса ракете.
- Као стартна тачка узима се вредност коефицијента бочног убрзања из одређених тактичко-техничких захтева.
- Коефицијент бочног преоптерећења:

$$n_{max} = \frac{L(\alpha_{trim}, \delta_{trim}) + F \sin \alpha}{mg} \approx \frac{Q_{max} S C_L(\alpha_{trim}, \delta_{trim})}{mg} \quad (1)$$

- За мале вредности брзина, одмах након напуштања лансера утицај компоненте силе потиска се узима у обзир, међутим у тренутку достизања максималне вредности брзине утицај је мањи од 5% и може се занемарити.
- Након избора пројектних услова мора се изабрати:
 - максимална вредност нападног угла
 - максимални отклон управљачких површина
 - аеродинамичка концепција
 - позиција аеро површина

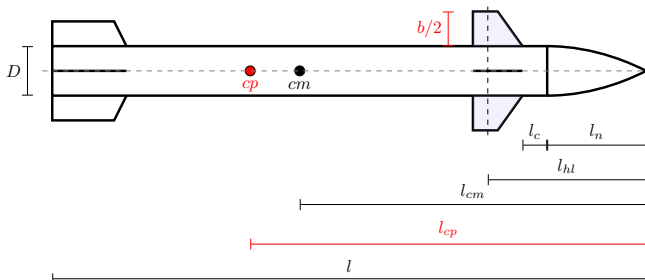
Аеродинамичко пројектовање

Димензионисање управљачких површина

- Када је у питању управљање канарима тада се управљачке површине позиционирају што је више могуће ка носном делу.
- Вредност $(b/2)$ се одређује из услова:

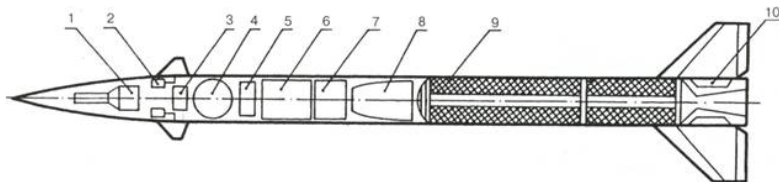
$$\frac{\delta}{\alpha} = -\frac{C_M^\alpha}{C_M^\delta}, \quad (2)$$

за задате услове лета и захтеване статичке стабилности.



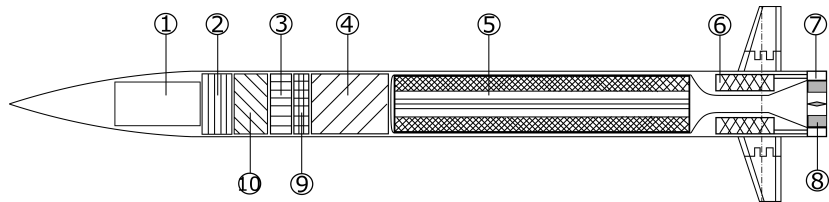
Основни подсклопови против-ваздушних ракета

Пример ракете трупне одбране



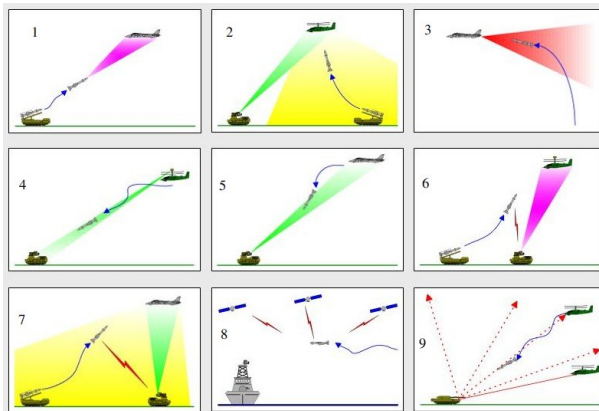
Основни подсклопови против-ваздушних ракета

Пример ракете територијалне одбране



1-радарска глава за самонавођење, 2-рачунар вођења, 3-близински упаљач, 4-бојева глава, 5-ракетни мотор, 6-4х актуатор, 7-4х редуктор, 8-4х крилце у млазнику, 9-аутопилот и 10-батерија.

Избор типа сензора и главе за самонавођење



Слика 20: 1) активно вођење, 2) полуактивно вођење, 3) пасивно вођење, 4) вођење по снопу, 5) анти-радарско вођење, 6) командно вођење, 7) командно вођење спрегнуто са полуактивним вођењем, 8) INS/GPS вођење и 9) електро/оптичко вођење.

Закони вођења против-ваздушних ракета

Основни појмови вођених ракета и принципи функционисања

Систем вођења ракете представља скуп компонената које мере позицију ракете у односу на циљ и мењају путању ракете на основу закона вођења. Систем вођења обухвата сензорске, рачунарске и управљачке компоненте.

Да би водили и управљали ракету потребно је

- Нишањењем успоставити основну почетну геометрију између ракете и циља.
- Вођење које генерише потребне команде да би се погодио циљ и евентуално испунили и додатни услови.
- Управљање којим се команде вођења претварају у одзив ракете реализује се помоћу аутопилота. Актуатор механички покреће спољашње аеродинамичке површине да би мењао аеродинамичке силе које делују на ракету или покреће млазник ракетног мотора мењајући тако правац потиска.

Закони вођења против-ваздушних ракета

Основни појмови вођених ракета и принципи функционисања

Систем вођења ракете представља скуп компонената које мере позицију ракете у односу на циљ и мењају путању ракете на основу закона вођења. Систем вођења обухвата сензорске, рачунарске и управљачке компоненте.

Да би водили и управљали ракету потребно је

- Нишањењем успоставити основну почетну геометрију између ракете и циља.
- Вођење које генерише потребне команде да би се погодио циљ и евентуално испунили и додатни услови.
- Управљање којим се команде вођења претварају у одзив ракете реализује се помоћу аутопилота. Актуатор механички покреће спољашње аеродинамичке површине да би мењао аеродинамичке силе које делују на ракету или покреће млазник ракетног мотора мењајући тако правац потиска.

Закони вођења против-ваздушних ракета

Основни појмови вођених ракета и принципи функционисања

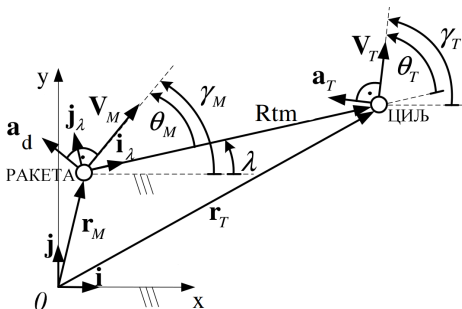
Систем вођења ракете представља скуп компонената које мере позицију ракете у односу на циљ и мењају путању ракете на основу закона вођења. Систем вођења обухвата сензорске, рачунарске и управљачке компоненте.

Да би водили и управљали ракету потребно је

- Нишањењем успоставити основну почетну геометрију између ракете и циља.
- Вођење које генерише потребне команде да би се погодио циљ и евентуално испунили и додатни услови.
- Управљање којим се команде вођења претварају у одзив ракете реализује се помоћу аутопилота. Актуатор механички покреће спољашње аеродинамичке површине да би мењао аеродинамичке силе које делују на ракету или покреће млазник ракетног мотора мењајући тако правац потиска.

Кинематика сусрета ракете и циља

Закони вођења



Угаона брзина линије визирања у облику:

$$\dot{\lambda} = \frac{1}{1 + \left(\frac{R_{TMz}}{R_{TMx}}\right)^2} \frac{R_{TMx} V_{TMz} - R_{TMz} V_{TMx}}{R_{TMx}^2}. \quad (4)$$

Захтевано убрзање које одговара закону ПН дато је у облику:

$$a_d = N' V_c \dot{\lambda}. \quad (5)$$

Релативна брзина приближавања ракете и циља:

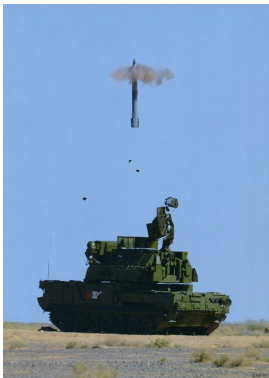
$$V_c = -\frac{R_{TMx} V_{TMx} + R_{TMz} V_{TMz}}{R_{TM}}. \quad (3)$$

Закон ППН добијен за тачно дефинисане услове оптимизације:

$$a_d = N' V_c \dot{\lambda} + \frac{1}{2} N' a_T. \quad (6)$$

Системи управљања код против-ваздушних ракета

Управљање вектором потиска



(а) У предњем делу ракете може се приметити рад корекционог импулсног мотора правца (видљив траг продуката сагоревања као и пламен)

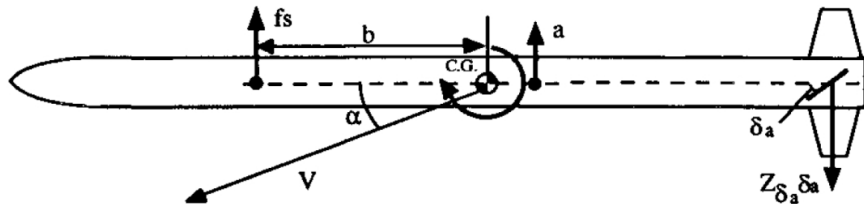


(б) У предњем делу видљив рад корекционих импулсних мотора и моменат када је одпочео рад стартинг мотора

Слика 21: Вертикално лансирање руске ракете *Тор* као пример двоструког управљања вектором потиска у почетној фази и већим делом путање аеродинамичко управљање

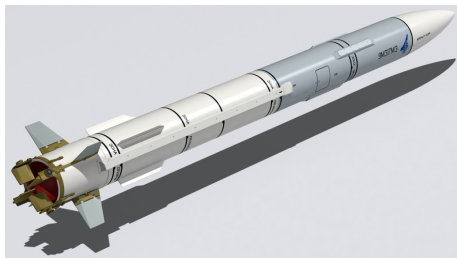
Системи управљања код против-ваздушних ракета

Управљање вектором потиска и УВП системом (Хибридно управљање)

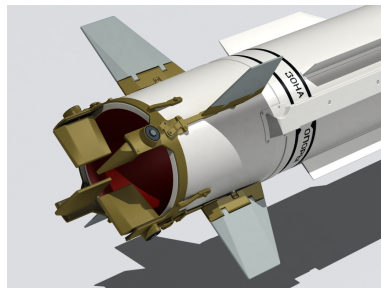


Системи управљања код против-ваздушних ракета

Хибридно управљање



(а) Поглед ракете "Шило" од позади

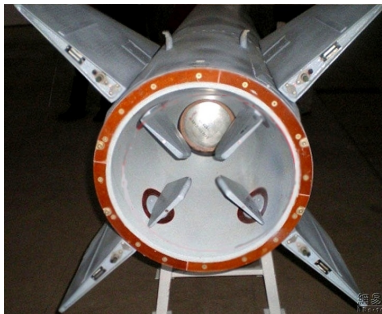


(б) Систем хибридног управљања

Слика 22: У прављање се врши помоћу задњих управљачких аеродинамичких површина и управљање вектором потиска у вертикалној фази лансирања.

Системи управљања код против-ваздушних ракета

Хибридно управљање



(a) Хибридно управљање ракете "S300"

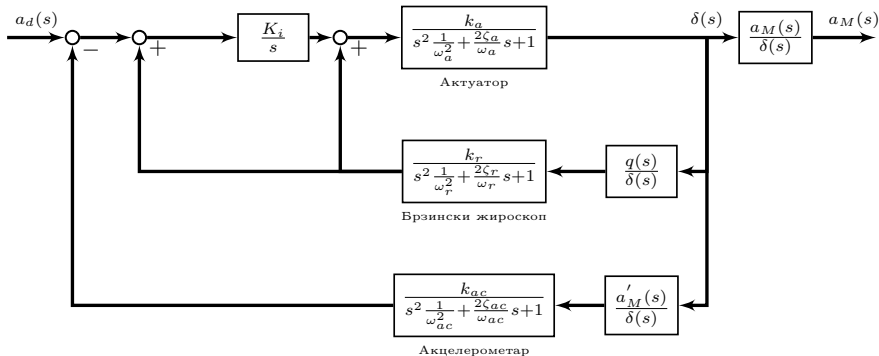


(b) Систем са импулсним моторима за контролу позиције ракете у почетној фази

Слика 23: Системи комбинованог и хибридног управљања

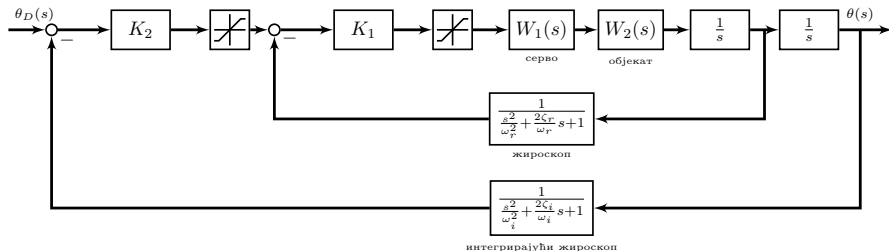
Врсте аутопилота код против-ваздушних ракета

Аутопилот пропињања са синтетичком повратном спрегом



Врсте аутопилота код против-ваздушних ракета

Аутопилот управљања ракетом у фази вертикалног лансирања



Перформансе погонске групе

Потребна маса горива за марш фазу,

$$m_{p2} = \frac{m_{kt}(\exp(\frac{\Delta V_2}{I_{sp2}}) - 1)}{\frac{1}{m_{f2}^*} - \frac{1 - m_{f2}^*}{m_{f2}^*} \exp(\frac{\Delta V_2}{I_{sp2}})}. \quad (7)$$

Маса структуре марш фазе,

$$m_{s2} = \frac{m_{p2}(1 - m_{f2}^*)}{m_{f2}^*}. \quad (8)$$

Укупна маса маршевске фазе,

$$m_{tot2} = m_{s2} + m_{p2} + m_{kt}. \quad (9)$$

Вредност силе потиска марш фазе,

$$F_2 = n_{x2,max}(m_{kt} + m_{s2}). \quad (10)$$

Времена рада марш мотора,

$$t_{B2} = \frac{I_{sp2} m_{p2}}{F_2}. \quad (11)$$

Потребна маса горива стартне фазе,

$$m_{p1} = \frac{m_{tot2}(\exp(\frac{\Delta V_1}{I_{sp1}}) - 1)}{\frac{1}{m_{f1}^*} - \frac{1 - m_{f1}^*}{m_{f1}^*} \exp(\frac{\Delta V_1}{I_{sp2}})}. \quad (12)$$

Маса структуре стартне фазе,

$$m_{s1} = \frac{m_{p1}(1 - m_{f1}^*)}{m_{f1}^*}. \quad (13)$$

Укупна маса стартне фазе

$$m_{tot} = m_{s1} + m_{p1} + m_{tot2}. \quad (14)$$

Вредност силе потиска стартне фазе,

$$F_1 = n_{x1,max}(m_{tot2} + m_{s1}). \quad (15)$$

Времена рада стартног мотора,

$$t_{B1} = \frac{I_{sp1} m_{p1}}{F_1}. \quad (16)$$

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Дефинисање захтева за пројектовање бојне главе и упаљача

- Карактеристике циља;
- Усвојен закон вођења као и позиција сензора и осталих подкомпонената на телу ракете;
- Углови приступа и геометрија приступа који проистичу из динамике лета.

Типови бојевих глава

- Парчадно дејство;
- Усмерено дејство;
- Дејство ударним таласом;
- Кинетичке бојне главе са сопственим вођењем у терминалној фази;

Динамика ракете са три степена слободе

Математички модел кретања ракете као крутог тела са три степена слободе кретања:

$$\dot{u} = -qw + \frac{1}{m}(X + F_x \cos \mu) - g \sin \theta \quad (17)$$

$$\dot{w} = qu + \frac{1}{m}(Z + F_x \sin \mu) + g \sin \theta \quad (18)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}}(M_z + M_f) \quad (19)$$

$$\dot{\alpha} = u \cos \theta + w \sin \theta \quad (20)$$

$$\dot{\eta} = u \sin \theta + w \cos \theta \quad (21)$$

$$\dot{\theta} = q \quad (22)$$

Аеродинамичке силе и момент пропињања:

$$X = C_x QS_{ref} \quad (23)$$

$$Z = C_z QS_{ref} \quad (24)$$

$$M_a = C_m QS_{ref} D \quad (25)$$

Аеродинамички коефицијенти дати су изразима:

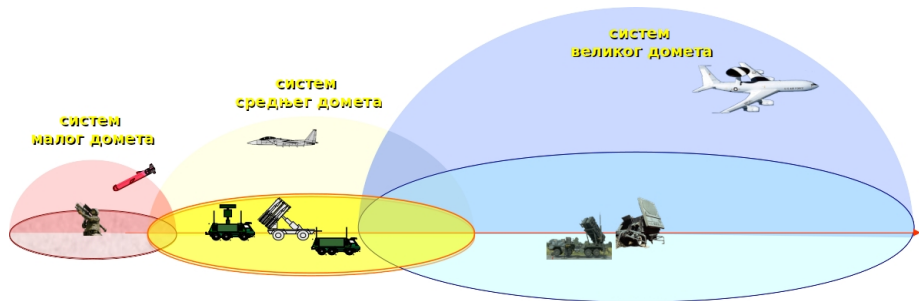
$$C_x = -C_A(M) \quad (26)$$

$$C_z = C_{z\alpha}(M)\alpha + C_{z\eta}(M)\eta + C_{zq}(M)q^* \quad (27)$$

$$C_m = C_{m\alpha}(M)\alpha + C_{m\eta}(M)\eta + C_{mq}(M)q^* \quad (28)$$

где су $\alpha = w/U$ и $q^* = qV/D$.

Карактеристике зоне уништења против-авионских ракета



Током пројектовања ракете неопходно је извршити компромис између следећих области:

- система вођења,
- аероднамике и усвојене аеродинамичке конфигурације,
- перформанси ракетног мотора у циљу постизања захтеваног домета, захтеване брзине и захтеване вредности бочног убрзања (маневрабилности),
- система управљања,
- динамике лета...