

1. Uvod: Pojam i svrha vođenja rakete

- rasturanje početnih parametara rakete pri lansiranju
- rasturanje trajektorije rakete
- kretanje cilja

(utiču na malu efikasnost rakete na cilju)

Da bi se poboljšala verovatnoća pogađanja cilja jednim hicem koristi se sistem vođenja i upravljanja raketom.



Zatvoren sistem automatskog upravljanja- povratno kolo je karakteristika svakog sistema vođene rakete.

Aerodinamičke razlike civilnih aviona i vođenih raketa.

Civilni avion

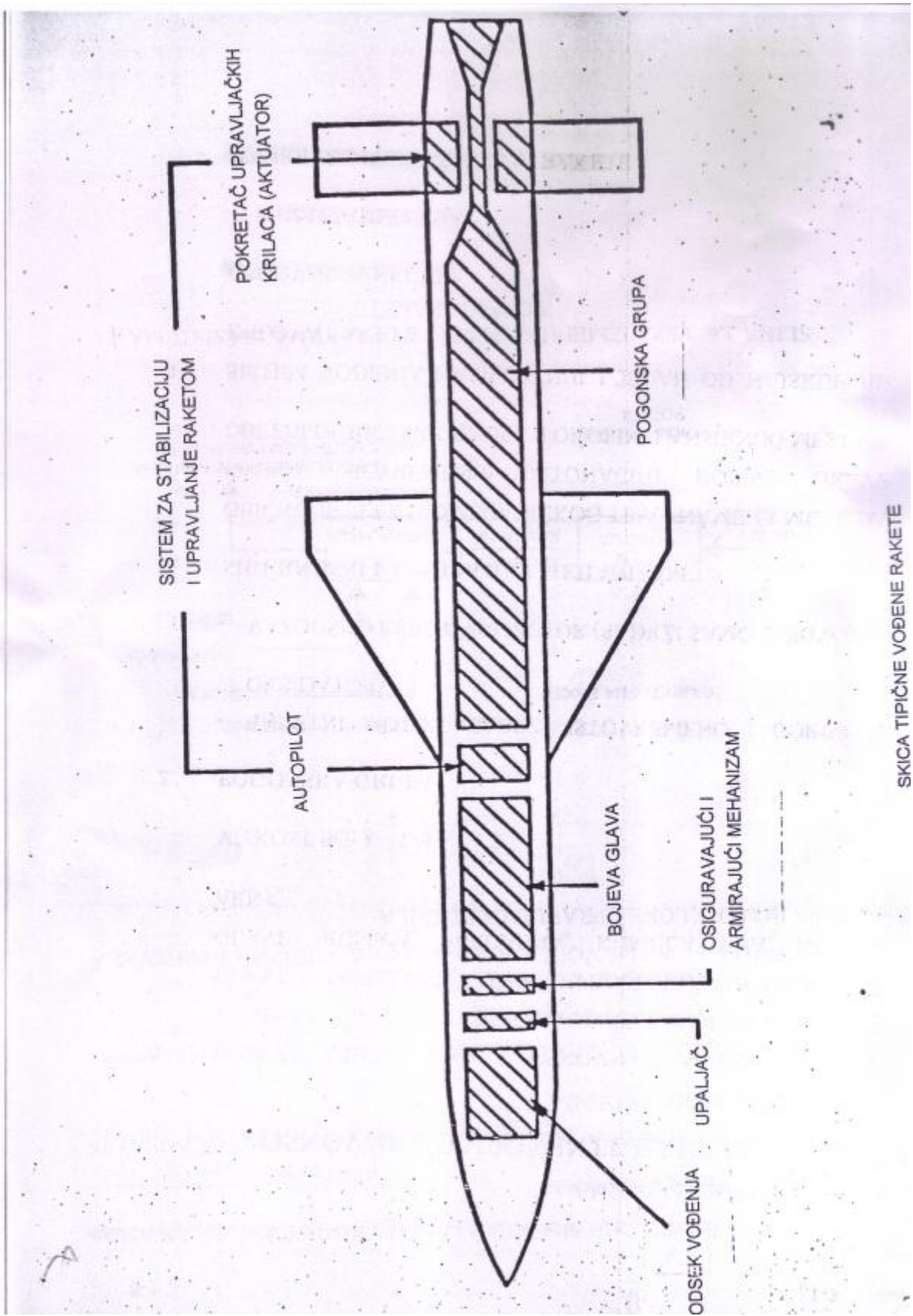
- ekonomičan let pri jednoj brzini
- velika efikasnost krila što proizvodi veliku uzgonsku silu pri malom induktivnom otporu
- veoma tačni aerodinamički podaci za ograničen domen parametara leta
- max normalno opterećenje 2g

Vodena raketa

- velika manevarska sposobnost za širok dijapazon brzina
- krstasta konfiguracija male vitkosti što proizvodi normalno ubrzanje u bilo kojoj ravni
- aerodinamički podaci se zahtevaju za širok dijapazon parametara leta (napadnog ugla i brzina)

Osnovna klasifikacija projektila

- nevođeni projektili bez pogona (avionske bombe, artiljerijska zrna)
- nevođeni projektili sa pogonom (vazduhoplovne nevođene rakete, artiljerijske rakete, aktivno-reaktivni projektili)
- vođeni projektili bez pogona (pametne bombe, pametna municija)
- vođeni projektili sa pogonom (obuhvataju vođene rakete i predstavljaju naičešće upotrebljena vođena uboina sredstva)



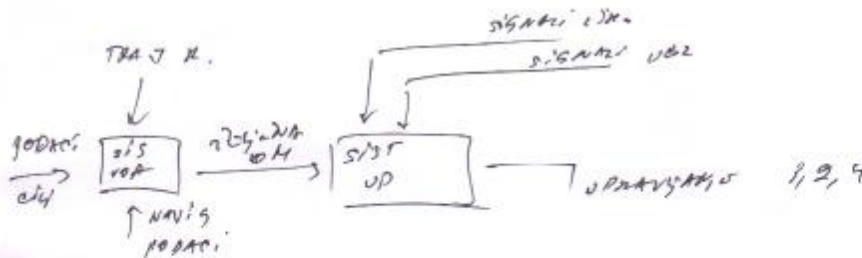
SKICA TIPIČNE VOĐENE RAKETE

Podela vođenih ubojnih sredstava prema položaju lansirnog mesta i cilja

- sistemi vođenih raketa zemlja-zemlja (inercijalno vođenje (točka), protivoklopne vođene (milan, hot, tow), rakete brod površina (exocet))
- sistemi vođenih raketa zemlja-vazduh (rapier, hawk, patriot, stinger, mistral)
- sistemi vođenih raketa vazduh-zemlja (maverick, hell fire)
- sistemi vođenih raketa vazduh-vazduh (sparrow, sidewinder)
- sistemi površina podmornica (obično s broda)
- sistemi podmornica površina (harpoon)

Osnovne komponente raketa

- bojeva glava – osnovna namena svakog vođenog ubojnog sredstva jeste lansiranje bojeve glave u određenu tačku u prostoru. Tipovi bojeve glave: rušeća, parčadna, kumulativna, nuklearna...
- pogonska grupa- raketni motor (gorivo+oksidator), vazdušno reaktivni motor
- sigurnosni i armirajući mehanizam- obično je elektromehaničkog tipa i namena mu je da spreči prevremenu detonaciju bojeve glave obezbeđujući sigurnost u okolini lansirnog mesta
- sistem vođenja (najsloženiji i najskuplji)- osnovne funkcije su mu otkrivanje cilja, poređenje pozicije cilja i rakete, formiranje signala vođenja koji se šalju u sistem upravljanja
- sistem za stabilizaciju i upravljanje raketom (autopilot i aktuatori)- prima signale od sistema vođenja i pretvara ih u otklone upravljačkih krila

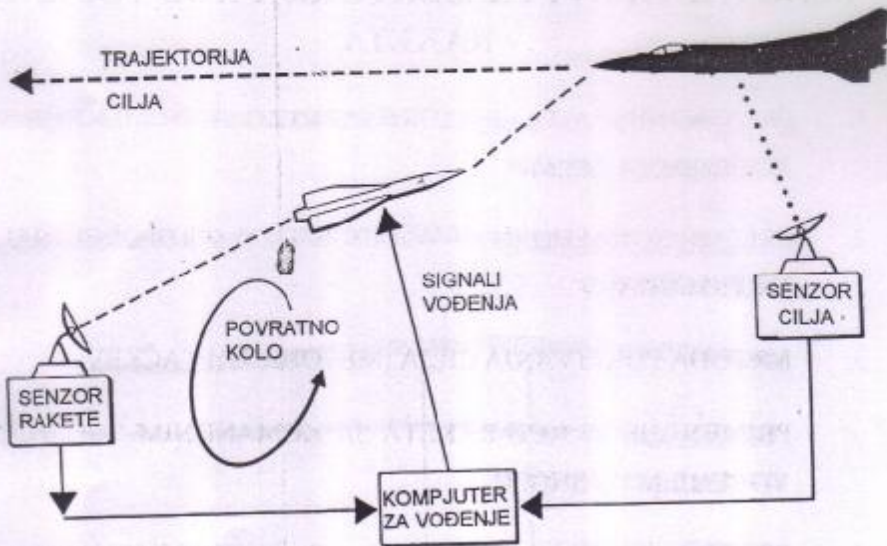


Sistemi vođenja rakete

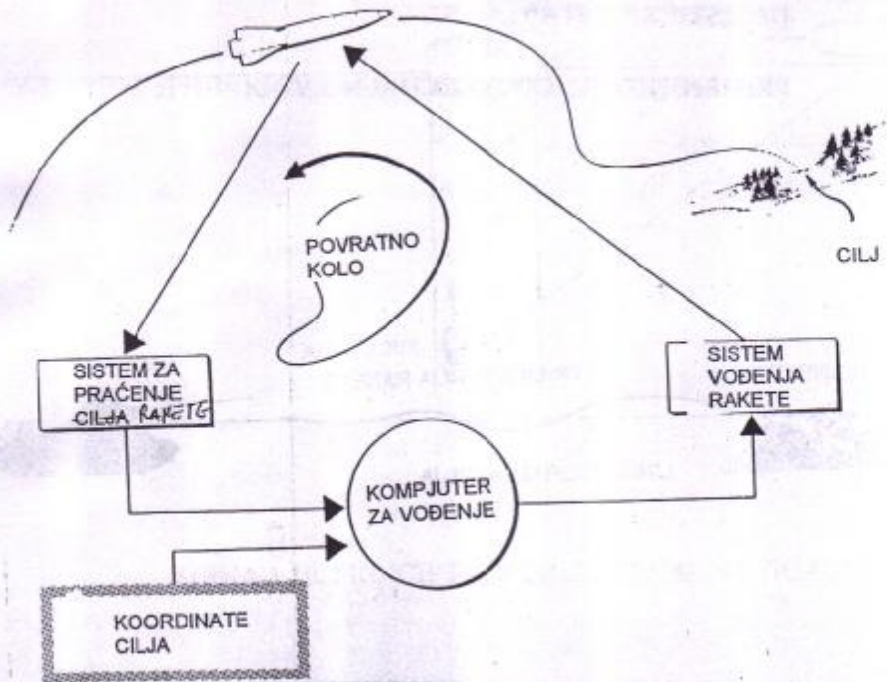
- sistem vođenja na pokretan cilj
- sistem vođenja na nepokretan cilj

podela sistema vođenih raketa prema metodi vođenja

- sistemi samonavodjenih raketa- aktivno, poluaktivno i pasivno samonavodenje
- sistemi vođenja raketa po metodi pokrivanja cilja- vođenej po snopu, komandno vođenje



SLIKA 1.7. VOĐENJE RAKETE NA POKRETNI CILJ

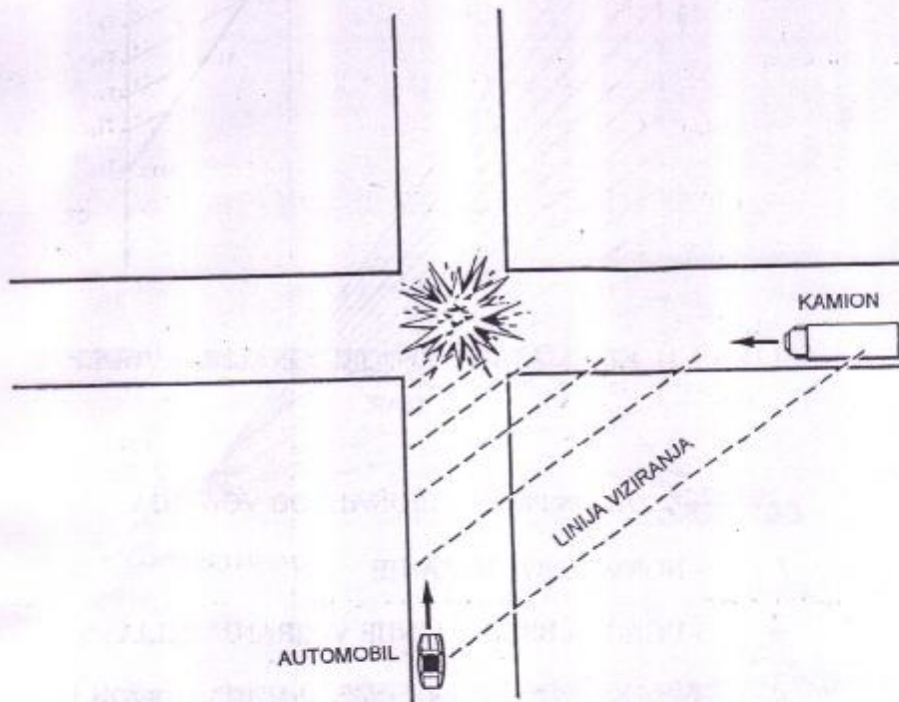


SLIKA 1.8. VOĐENJE RAKETE NA NEPOKRETNI CILJ

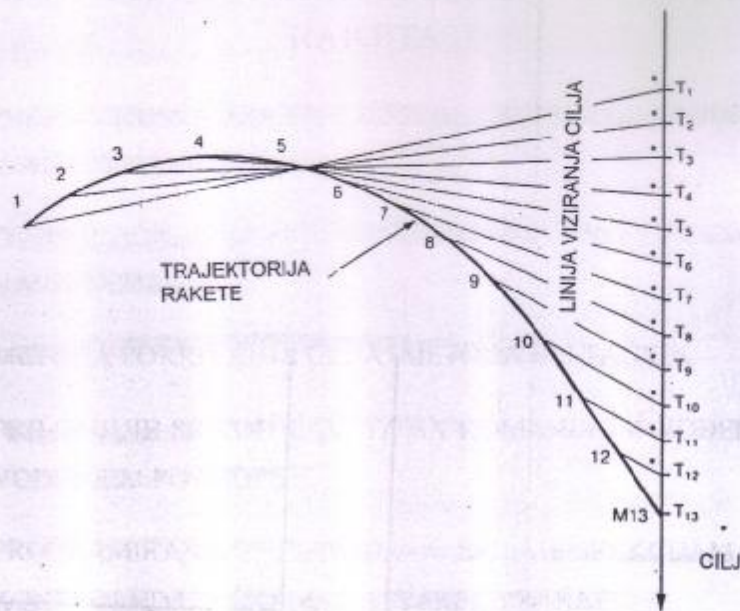
- sistemi inercijalnog vođenja- žirostabilisana platforma i besplatformni sistemi

Osnovni tipovi trajektorija kod vođenih raketa

- pravolinijska trajektorija- retko se primenjuje
- proporcionalna navigacija
- metoda pokrivanja cilja-3 tačke, kod raketa sa komandnim vođenjem i vođenjem po snopu
- programirana putanja sa korekcijama u kontrolnim tačkama krstareće rakete
- balistička putanja- inercijalno vodene z-z



SLIKA 1.10. PRINCIP PROPORCIONALNE NAVIGACIJE



SLIKA 1.11. KINEMATIKA PROPORCIONALNOG VOĐENJA

$$f = K \cdot \dot{\varphi}$$

ZAKON PROPORCIONALNOG VOĐENJA

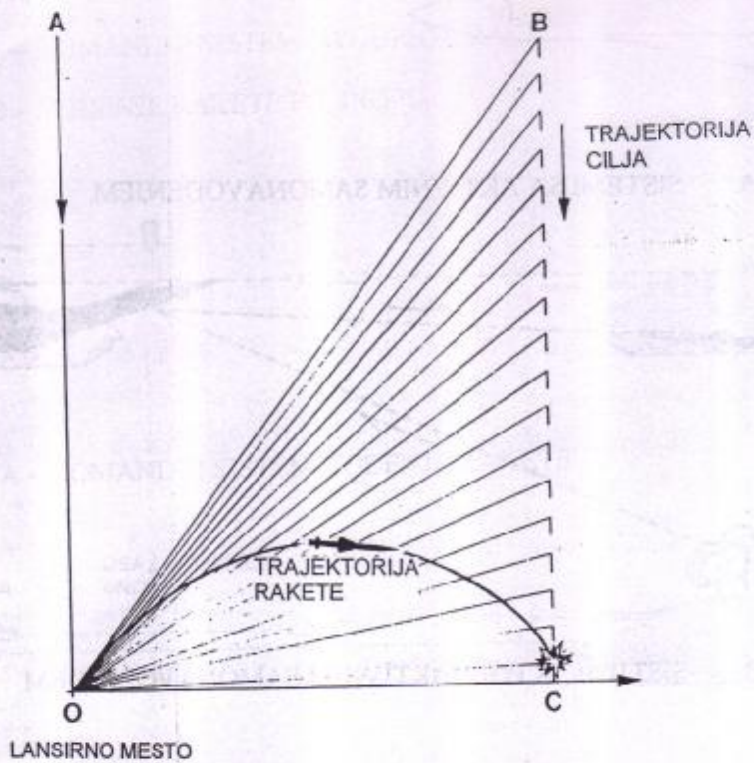
f - NORMALNO UBRZANJE

$\dot{\varphi}$ - UGAONA BRZINA LINIJE VIZIRANJA CILJA

K - KONSTANTA PROPORCIONALNOG VOĐENJA

KARAKTERISTIKE:

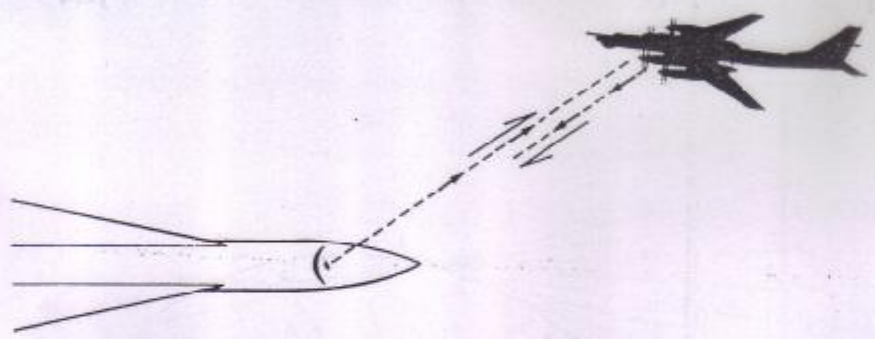
- POČETNI DEO TRAJEKTORIJE JAKO ZAKRIVLJEN (VELIKO NORMALNO UBRZANJE)
- ZAVRŠNI DEO TRAJEKTORIJE JE PRAVA LINIJA ($f=0$).



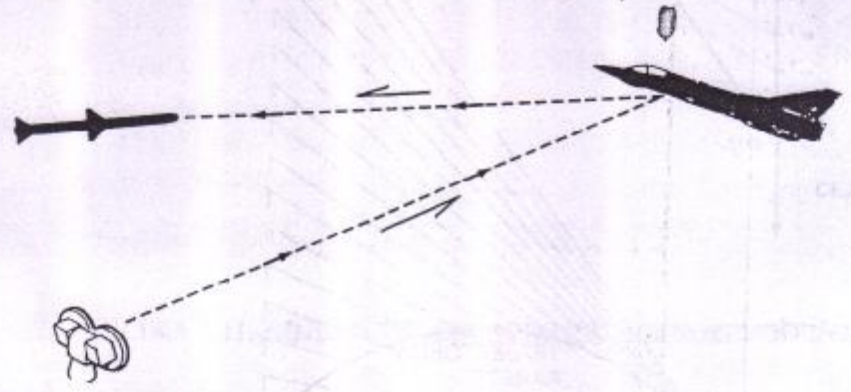
SLIKA 1.12. KINEMATIKA METODE POKRIVANJA CILJA (METODA TRI TAČKE)

KARAKTERISTIKE:

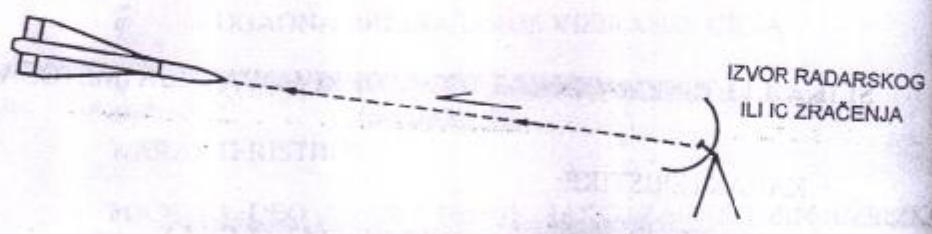
- RAKETA JE UVEK NA LINIJI VIZIRANJA CILJA
- POČETNI DEO JE PRAVA LINIJA
- ZAVRŠNI DEO TRAJEKTORIJE JE JAKO ZAKRIVLJEN (VELIKA VREDNOST NORMALNOG UBRZANJA)



A. SISTEMI SA AKTIVNIM SAMONAVOĐENJEM



B. SISTEMI SA POLUAKTIVNIM SAMONAVOĐENJEM



C. SISTEMI SA PASIVNIM SAMONAVOĐENJEM

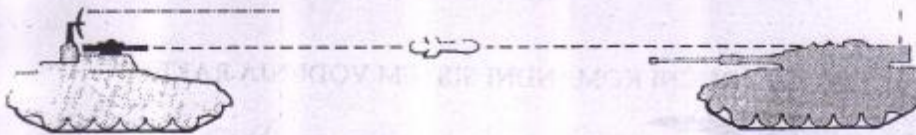
SLIKA 1.13. TIPOVI SISTEMA SAMONAVOĐENIH RAKETA

SISTEMI VOĐENJA RAKETE METODOM POKRIVANJA CILJA

POSTOJE DVA OSNOVNA TIPRA OVIH SISTEMA VOĐENJA:

A - KOMANDNI SISTEM VOĐENJA RAKETE

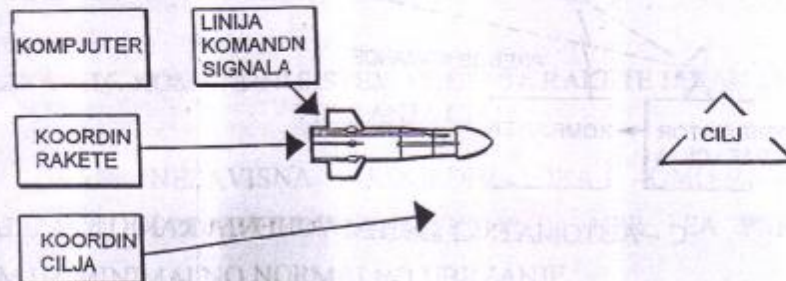
B - VOĐENJE RAKETE PO SNOPU



A - KOMANDNI SISTEM VOĐENJA RAKETE



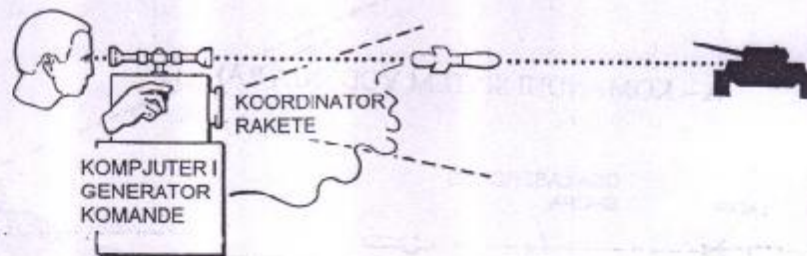
B - VOĐENJE RAKETE PO SNOPU



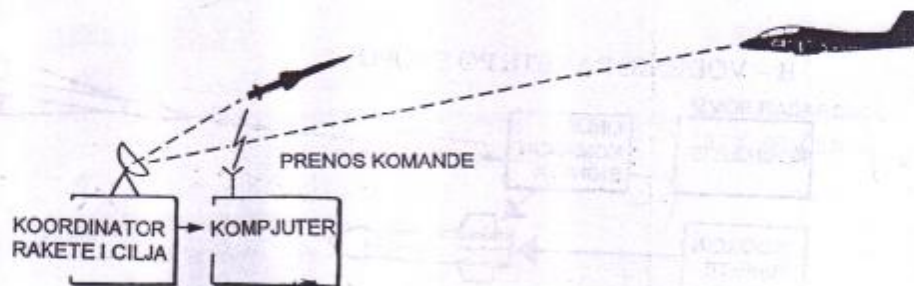
SLIKA 1.14. ELEMENTI KOMANDNOG SISTEMA VOĐENJA RAKETE



A – RUČNI KOMANDNI SISTEM VOĐENJA RAKETE



B – POLUAUTOMATSKI SISTEM VOĐENJA RAKETE



C – AUTOMATSKI SISTEM VOĐENJA RAKETE

SLIKA 1.15. TIPOVI KOMANDNOG SISTEMA VOĐENJA RAKETE METODOM POKRIVANJA CILJA

Metoda inercijalne navigacije

Raketa poseduje senzore i kompjuter kojima određuje poziciju u toku leta
Pre lansiranja rakete i kompjuter se unose

- koordinate lansirnog mesta i cilja
- željena trajektorija

Stvarna trajektorija određuje se pomoću kompjutera na osnovu signala sa akcelometra i žiroskopa u inercijalnom koordinatnom sistemu

Platforma se stabilizuje u inercijalnom koordinatnom sistemu pomoću žiroskopa i servopokretača

Akcelometri mere ubrzanja duž svojih osa

Karakteristike sistema sa žirostabilisanom platformom

- platforma je postavljena na ležišta visokog kvaliteta
- složen elektromehanički servosistem
- relativno jednostavan kompjuter
- skuplji i stariji sistem

Karakteristike bezplatformnog sistema

- akcelometri su čvrsto vezani za telo rakete i mere u dinamičkom k.sis
- brzinski žiroskopi takođe mere u dinamičkom k sis p,q,r
- transformacijom se obijaju ubrzanja u inercijalnom k sis
- integracija...
- jednostavniji elmeš sis
- složeniji komp velik brzine
- jeftiniji sistem
- savremeniji sistem

2. METODE UPRAVLJANJA RAKETOM

OSNOVNI ZADATAK SISTEMA UPRAVLJANJA:

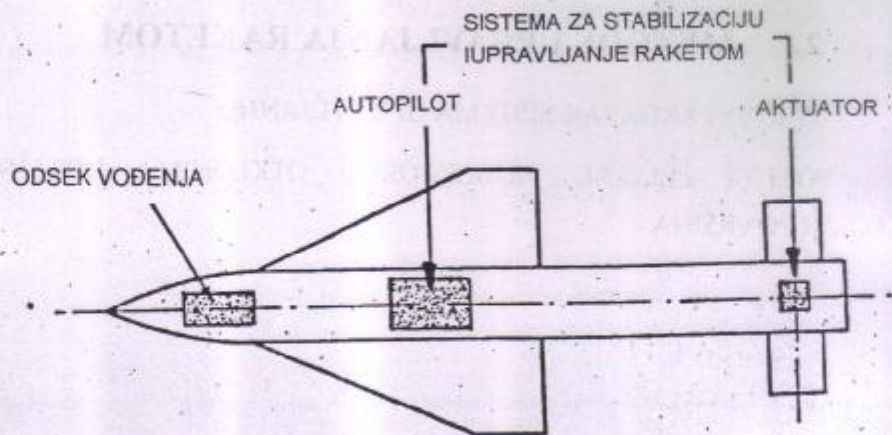
POSTIĆI ŽELJENU TRAJEKTORIJU OTKLONIMA UPRAVLJAČKIH POVRŠINA.



SLIKA 2.1. PRINCIP UPRAVLJANJA

DA BI SE POSTIGLA ŽELJENA AERODINAMIČKA SILA, POTREBNO JE:

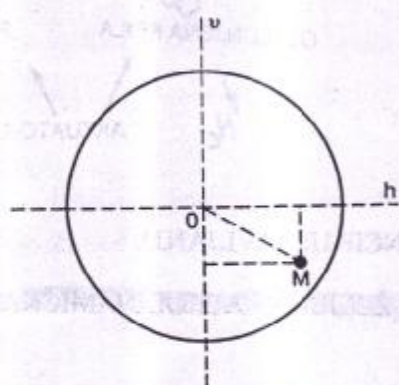
- OTKLONITI UPRAVLJAČKE POVRŠINE KOJE PROIZVODE UPRAVLJAČKU SILU I MOMENT OKO C.G.?
- POSTAVITI RAKETU NA ODREĐENI NAPADNI UGAO KOJI PROIZVODI AERODINAMIČKU SILU.



SLIKA 2.2. ELEMENTI UPRAVLJANJA

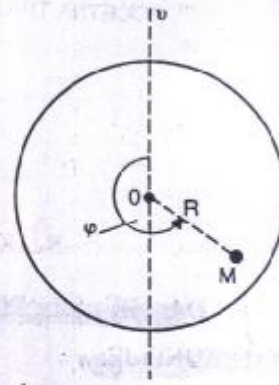
SISTEM ZA STABILIZACIJU I UPRAVLJANJE RAKETOM ČINE

1. AUTOPILOT (ŽIROSKOPI, AKCELEROMETRI I DRUGI SENZORI)
2. POKRETAČ UPRAVLJAČKIH POVRŠINA (AKTUATOR)
3. UPRAVLJAČKE POVRŠINE



A - DEKARTOVO UPRAVLJANJE

GREŠKE: h, v



B - POLARNO UPRAVLJANJE

GREŠKE: $φ, R$

SLIKA 2.3. METODE UPRAVLJANJA RAKETOM (M): INFORMACIJE SISTEMA VOĐENJA

ZAHTJEVI U PROJEKTOVANJU SISTEMA UPRAVLJANJA RAKETOM:

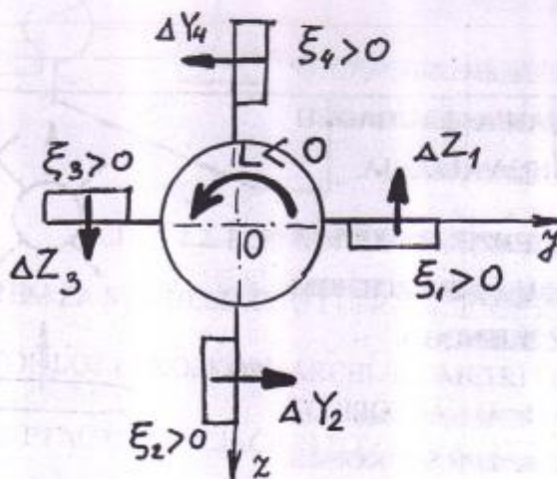
1. POSTIĆI ŽELJENU KOMANDU PO INTENZITETU I PRAVCU.
2. POSTIĆI ŽELJENI UGAO VALJANJA ILI UGAONU BRZINU VALJANJA.
3. KOMPENZIRATI SILE U SMERU SUPROTNOM OD ŽELJENOG.
4. ULAZI U AUTOPILOT TREBA DA SU KONZISTENTNI PO VREMENU SA SIGNALIMA VOĐENJA.



SLIKA 2.4.

5. POSTIĆI LINEARNU KARAKTERISTIKU (SILA — OTKLON, UPRAVLJAČKIH POVRŠINA).
6. MINIMALAN UTROŠAK ENERGJE, ODNOSNO MINIMALAN AERODINAMIČKI ŠARNIRNI MOMENT.
7. OBEZBEDITI MINIMALNI OTPOR I MINIMALNU PROMENU CENTRA DELOVANJA SILE USLED OTKLONA UPRAVLJAČKIH POVRŠINA.

DEFINICIJA ZNAKA OTKLONA UPRAVLJAČKIH POVRŠINA



SLIKA 2.5. POZITIVAN OTKLON UPRAVLJAČKIH KRILACA (POGLED U PRAVCU LETA)

A. OTKLON ELERONA (UPRAVLJAČKIH POVRŠINA VALJANJA)

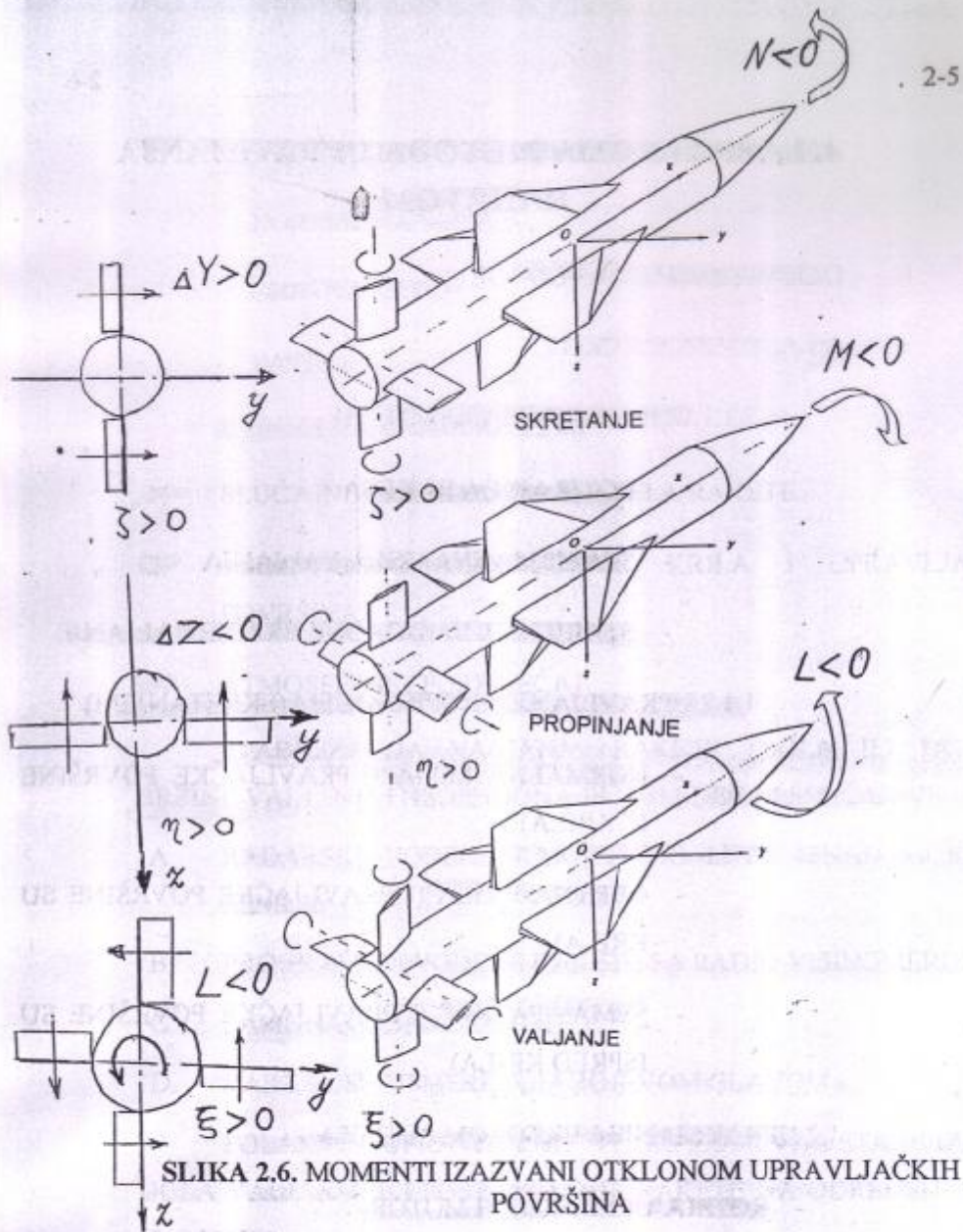
$$\xi = \frac{1}{4}(\xi_1 + \xi_2 + \xi_3 + \xi_4) \quad \xi > 0 \Rightarrow L < 0$$

B. OTKLON UPRAVLJAČKIH POVRŠINA PROPINJANJA:

$$\eta = \frac{1}{2}(\xi_1 - \xi_3) \quad \eta > 0 \Rightarrow Z < 0$$

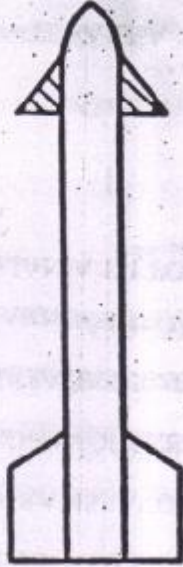
C. OTKLON UPRAVLJAČKIH POVRŠINA SKRETANJA:

$$\zeta = \frac{1}{2}(\zeta_2 - \zeta_4) \quad \zeta > 0 \Rightarrow \Delta Y > 0$$

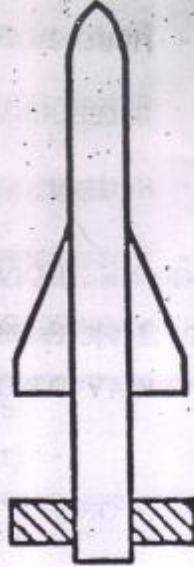


- A. ~~POZITIVAN OTKLOM ξ PROIZVODI NEGATIVAN L .~~
- B. ~~POZITIVAN OTKLOM η PROIZVODI NEGATIVNU SILU ΔZ I NEGATIVAN MOMENT M (POVRŠINE IZA C.G.).~~
- C. ~~POZITIVAN OTKLOM ζ PROIZVODI POZITIVNU SILU ΔY I NEGATIVAN MOMENT N (POVRŠINE IZA C.G.).~~

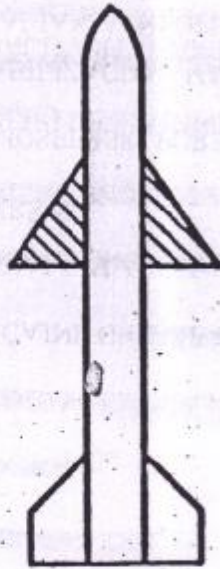
ŠEMA "PATKA"



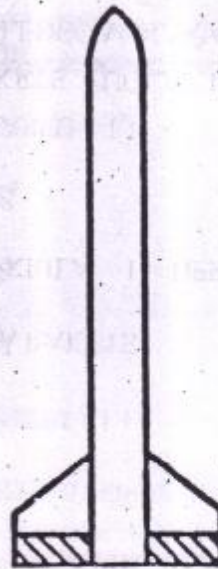
NORMALNA ŠEMA

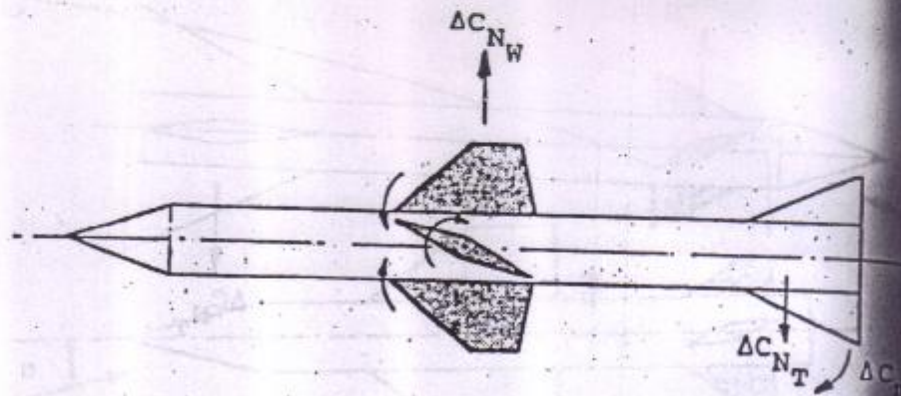


ŠEMA OBRITNA KRILA



ŠEMA SA ZAKRILCIMA (FLAPSOVINAMA)





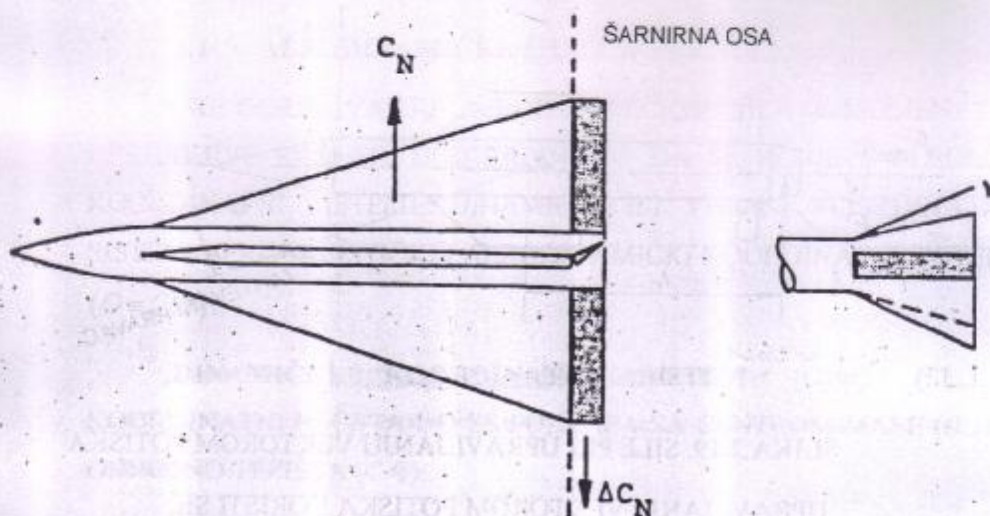
PREDNOSTI:

- BRZI ODGOVOR (SILA NA STABILIZATOR POTPOMAŽE ROTACIJU RAKETE)
- MALA VREDNOST NAPADNOG UGLA POGODNA KONFIGURACIJE SA VAZDUŠNOREAKTIVNIM MOTOROM

NEDOSTACI:

- MALA EFIKASNOST UPRAVLJANJA ($\Delta C_{N_w} - \Delta C_{N_T}$)
- VELIKI ŠARNIRNI MOMENT
- SUPROTAN MOMENT VALJANJA
- NELINEARNA AERODINAMIKA

SLIKA 2.17. AERODINAMIČKA KONFIGURACIJA "OBRTNA KRIL"



a) ZAKRILCA NA KRILIMA
(FLAPSOVI)

b) ZAKRILCA NA TELU RAKETE

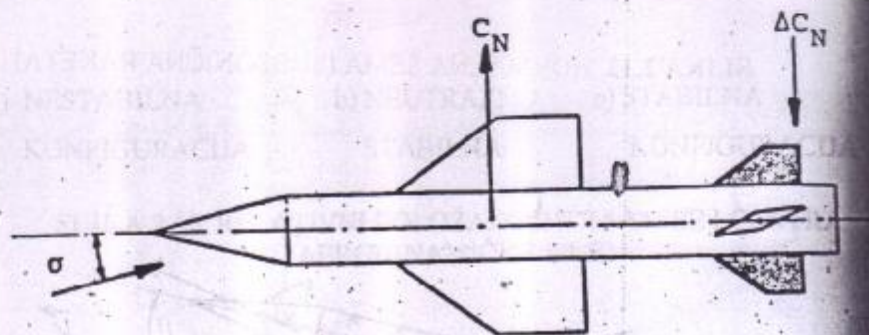
PREDNOSTI:

- ODSUSTVO DODATNIH POVRŠINA ZA UPRAVLJANJE
- DOBRA UPRAVLJIVOST PO PROPINJANJU I SKRETANJU U SLUČAJU a) DOBRA OPRAVLJIVOST I PO VALJANJU

NEDOSTACI:

- KRITIČAN SMEŠTAJ KRILA
- VELIKI ŠARNIRNI MOMENT
- ZAHTEVA SE DEBLJE KRILO ZA SMEŠTAJ AKTUATORA

SLIKA 2.18. AERODINAMIČKA KONFIGURACIJA SA ZAKRILCIMA (FLAPSOVIMA)



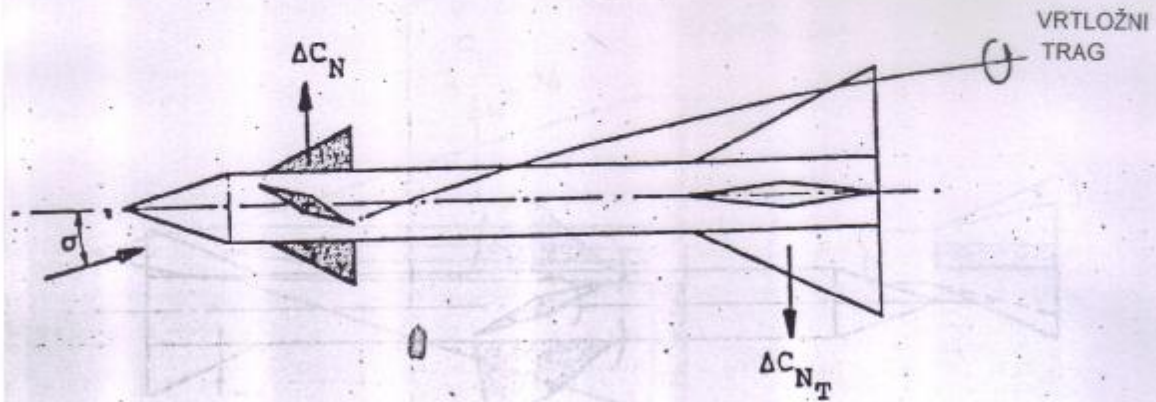
PREDNOSTI:

- VELIKA EFIKASNOST UPRAVLJAČKIH POVRŠINA
- MALA VREDNOST ŠARNIRNOG MOMENTA
- LINEARNA AERODINAMIČKA

NEDOSTACI:

- SPOR ODGOVOR RAKETE (NEGATIVNA SILA ΔC_N)
- NEPOVOLJNA UGRADNJA AKTUATORA
- VELIKA PROMENA CENTRA DELOVANJA SILE
- USLOVI ZA STABILIZACIJU VALJANJA MOGU B
OGRANIČENI

SLIKA 2.15. AERODINAMIČKA KONFIGURACIJA TIPRA NORMALNE
ŠEMA



PREDNOSTI:

- VISOKA EFIKASNOST UPRAVLJANJA
- BRZI ODGOVOR RAKETE (POZITIVNA SILA ΔC_N)
- POVOLJNI USLOVI ZA UGRADNJU
- MALA VREDNOST ŠARNIRNOG MOMENTA

NEDOSTACI:

- OTEŽANA STABILIZACIJA VALJANJA
- STVARANJE SILE IZVAN RAVNI UPRAVLJANJA
- VELIKA VREDNOST MOMENTA SAVIJANJA TELA RAKETE
- AERODINAMIČKI OTPOR
- NELINEARNA AERODINAMIKA

SLIKA 2.16. AERODINAMIČKA KONFIGURACIJA TIPA "PATKA"