

# Navigacija i upravljanje projektila

Mirza Hodžić

Mentor: prof. dr. Naser Prljača



FAKULTET ELEKTROTEHNIKE  
UNIVERZITET U TUZLI

# Sadržaj

<b>1</b>		<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Jednačine kretanja tijela</b>	<b>4</b>
2.1	Koordinatni sistemi . . . . .	4
2.2	Jednačine kretanja čvrstog tijela . . . . .	5
<b>3</b>	<b>Dinamički model</b>	<b>7</b>
<b>4</b>	<b>Uvod u proporcionalnu navigaciju</b>	<b>8</b>
4.1	Opis planarnog susreta . . . . .	8
4.2	Izvođenje upravljačkog zakona . . . . .	9
4.3	Izmjenjena proporcionalna navigacija . . . . .	11
4.4	Optimalnost zakona proporcionalne navigacije . . . . .	11
4.5	Linearizacija . . . . .	12
4.6	Zero effort miss . . . . .	13

# Uvod

Nedodrženo

# Jednačine kretanja tijela

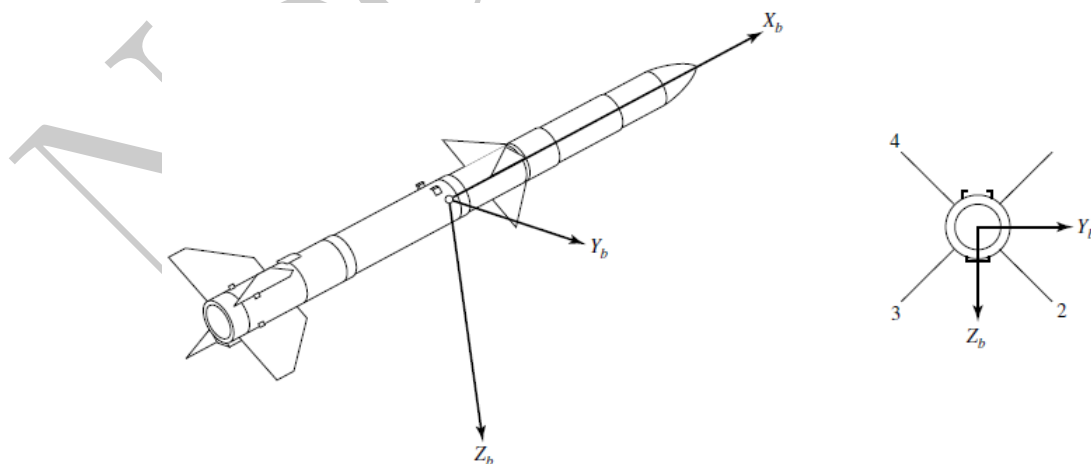
## 2.1 Koordinatni sistemi

Orijentacija osa koordinatnog sistema preko kojih su određeni vektori ili tenzori potpuno je proizvoljna. Obično se jedna od osi (e.g.  $x$  osa) poravnava sa geometrijskom osom tijela. Ako se tijelo kreće stalnom brzinom tada se jedan koordinatni sistem može koristiti za sve veličine, međutim ako se tijelo rotira tada se naslućuju dva koordinatna sistema:

- Koordinatni sistem vezan za zemlju
- Koordinatni sistem vezan za tijelo

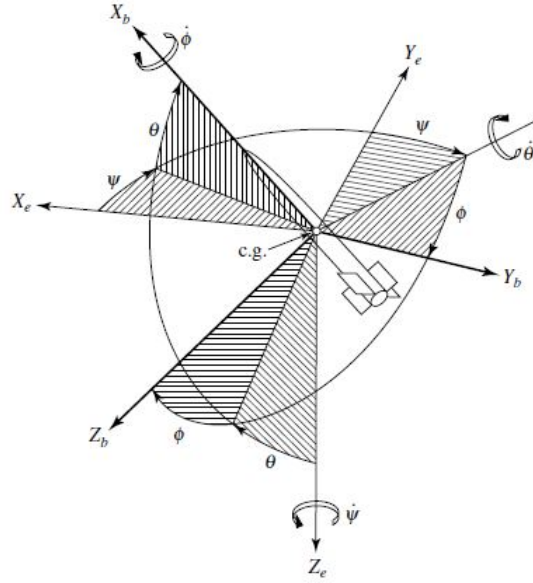
Koordinatni sistem vezan za zemlju je inercijalni iako se zemlje rotira u odnosu na geometrijsku osu. Sastoji se od tri ordinate, jedna predstavlja poziciju po sjevernoj osi, jedna po lokalnoj istočnoj osi i jedna predstavlja vertikalnu poziciju. Ose koordinatnog sistema vezanog za zemlju su označene sa  $X_e, Y_e, Z_e$ . Drugim riječima,  $X_e$  i  $Y_e$  leže u ravni dok je  $Z_e$  usmjeren ka centru Zemlje.

Koordinatni sistem vezan za tijelo sastoji se iz tri ordinate sa ishodištem u centru gravitacije letjelice:  $x$  osa koja je usmjerena ka nosu letjelice tj. podudara se sa longitudinalnom osom,  $y$  ose koja je usmjerena ka desnom krilu letjelice i  $z$  ose koja dopunjava lijevo orijentisani koordinatni sistem. Da se definiše položaj letjelice u



Slika 2.1: Koordinatni sistem vezan za tijelo

odnosu na koordinatni sistem koriste se Eulerovi uglovi ( $\psi, \theta, \phi$ ). Ovo znači da se bilo koja rotacija može postići sa tri rotacije oko osi i to prva rotacija za ugao  $\phi$  oko



Slika 2.2: Eulerovi uglovi

longitudinalne, za ugao  $\theta$  oko lateralne i za ugao  $\psi$  oko normalne ose. Transformacija  $C_e^b$  koja ostvaruje transformaciju iz koordinatnog sistema vezanog za zemlju u koordinatni sistem vezan za tijelo je data sa:

$$C_e^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

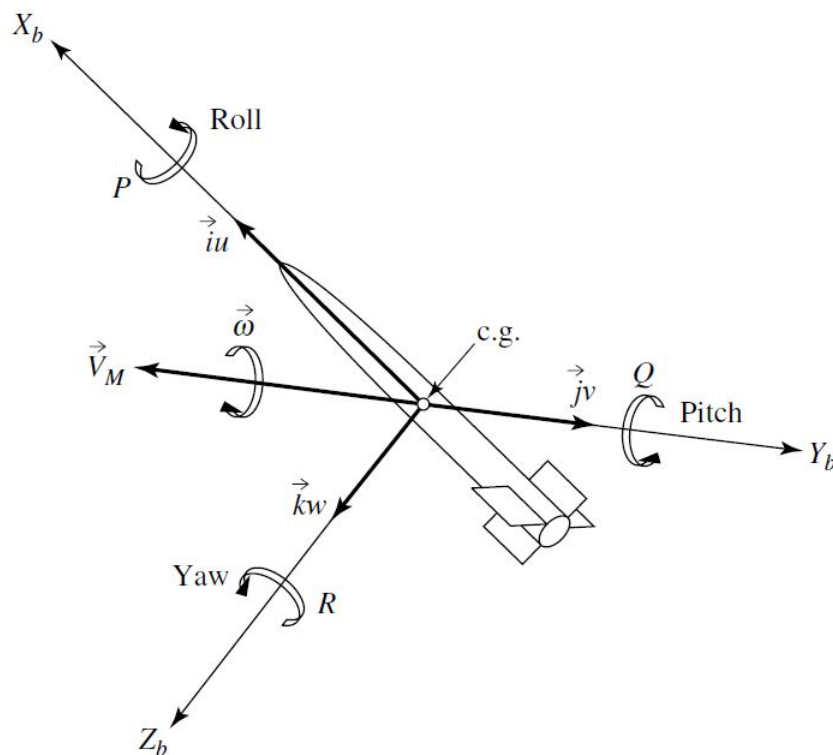
Treba primjetiti da rezultatna matrica  $C_e^b$  može imati singularitete, pa se domen Eulerovih uglova ograničava na sljedeći način:

$$\begin{aligned} -\pi &\leq \phi < \pi \quad \text{ili} \quad 0 \leq \phi < 2\pi \\ -\pi &\leq \psi < \pi \\ -\frac{\pi}{2} &\leq \theta \leq \frac{\pi}{2} \quad \text{ili} \quad 0 \leq \theta < 2\pi \end{aligned}$$

Ovo znači da u ovom slučaju postoji beskonačno mnogo načina da se ostvari željena transformacija. Ovaj problem se može riješiti uvođenjem jediničnog kvaterniona.

## 2.2 Jednačine kretanja čvrstog tijela

Sada ćemo posmatrati tipični projektil i izvesti jednačine koje opisuju njegovo kretanje. Pretpostaviti će se da čvrsto tijelo nema promjena u obliku pri kretanju. Translacija tijela podrazumijeva da svaka duž koja spaja bilo koje dvije tačke u tijelu bude paralelna svojoj datoj originalnoj poziciji, prema tome čvrsto tijelo se može posmatrati kao čestica čija je masa skoncentrisana u jednoj tački koja se zove *centar mase*. Dalje se pretpostavlja da se oblik tijela ne mjenja usljed djelovanja sila na tijelo. Ovom pretpostavkom se dobija da međusobni utjecaj dijelića tijela eliminisan pa se translacija može potpuno opisati translacijom centra mase i da se rotacija može potpuno opisati rotacijom oko centra mase. Dodatno pretpostavlja se



Slika 2.3: Predstava šest stepeni slobode

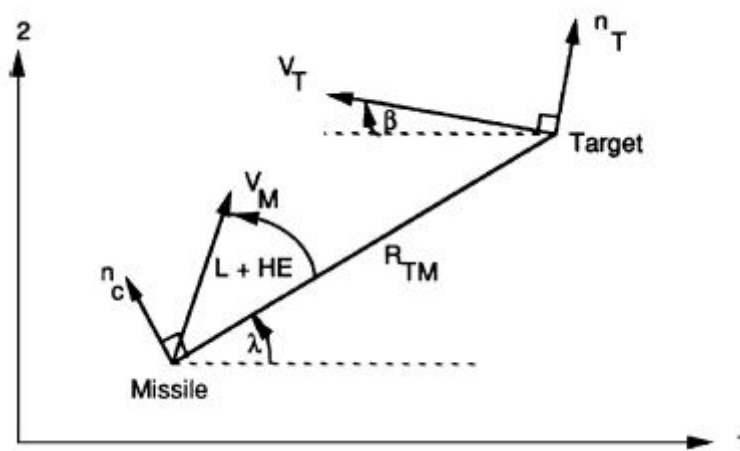
da se ravan simetrije poklapa sa ravninom  $X_b - Z_b$  kao što je to prikazano na slici 2.1. Također pretpostavlja se da je masa tijela konstantna. Važno je napomenuti da se jednačine tijela određuju u koordinatnom sistemu vezanom za tijelo. Nadalje, projektil ima šest stepeni slobode (6-DOF). Ovih šest stepeni se sastoje iz od tri translacije i tri rotacije. Translacije se sastoje od kretanja duž osi  $X_b, Y_b, Z_b$  brzinom  $v_m = (u, v, w)$ , a rotacije se sastoje od rotacija oko ovih osi ugaonom brzinom  $\omega = (P, Q, R)$ . Šest stepeni slobode je prikazano na slici 2.3

## Dinamički model

Nedovršeno

# Uvod u proporcionalnu navigaciju

## 4.1 Opis planarnog susreta



Udaljenost između mete i projektila u svakom trenutku je data sa:

$$r(t) = r_T(t) - r_M(t) \quad (4.1)$$

Brzina približavanja projektila meti je data sa:

$$v_{cl} = -\dot{r}(t) \quad (4.2)$$

Ugaono ubrzanje mete je dato sa:

$$\dot{\beta} = \frac{n_T}{v_T} \quad (4.3)$$

Komponente vektora brzine mete u koordinatnom sistemu vezanom za zemlju su date sa:

$$v_{T1} = -v_T \cos \beta \quad (4.4)$$

$$v_{T2} = v_T \sin \beta \quad (4.5)$$

Slično tome, brzina i ubrzanje projektila su date sa:

$$\dot{v}_{M1} = a_{M1} \quad (4.6)$$

$$\dot{v}_{M2} = a_{M2} \quad (4.7)$$

$$\dot{R}_{M1} = v_{M1} \quad (4.8)$$



$$\dot{R}_{M2} = v_{M2} \quad (4.9)$$

Ugao *Line of sight* se može izračunati kao:

$$\lambda = \arctan \frac{R_{TM2}}{R_{TM1}} \quad (4.10)$$

Pa je:

$$\dot{\lambda} = \frac{R_{TM1}v_{TM2} - R_{TM2}v_{TM1}}{r^2} \quad (4.11)$$

Ugao između vektora pozicije i vektora brzine je dat sa:

$$L = \arcsin \frac{v_T \sin(\beta + \lambda)}{v_M} \quad (4.12)$$

Također treba uzeti u obzir da je:

$$v_{cl} = -\dot{r} = v_M \cos \delta - v_T \cos \theta \quad (4.13)$$

Te da će doći do sudara samo u slučaju da vrijedi:

$$v_M \cos \delta > v_T \cos \theta \quad (4.14)$$

Upravljački zakon proporcionalne navigacije je dat sa:

$$n_C = N' v_c \dot{\lambda} \quad (4.15)$$

## 4.2 Izvođenje upravljačkog zakona

$$\sin \lambda = \frac{y}{r} \quad (4.16)$$

Za male uglove može se koristiti aproksimacija:

$$\lambda \approx \frac{y}{r} \quad (4.17)$$

, pa je:

$$\dot{\lambda}(t) = \frac{\dot{y}(t)r(t) - y(t)\dot{r}(t)}{r^2} \quad (4.18)$$

$$\ddot{\lambda}(t) = \frac{\ddot{y}(t) - 2\dot{\lambda}(t)\dot{r}(t) - \lambda(t)\ddot{r}(t)}{r(t)} \quad (4.19)$$

Uvedimo vremenski varijantne koeficijente:

$$a_1(t) = \frac{\ddot{r}(t)}{r(t)} \quad (4.20)$$

$$a_2(t) = 2\frac{\dot{r}(t)}{r(t)} \quad (4.21)$$

$$b(t) = \frac{1}{r(t)} \quad (4.22)$$

Pa se dobija diferencijalna jednačina drugog reda sa varijabilnim koeficijentima:

$$\ddot{\lambda}(t) = -a_1(t)\lambda - a_2(t)\dot{\lambda} + b(t)\ddot{y}(t) \quad (4.23)$$

Uzimajući u obzir dobija se:

$$\ddot{y}(t) = -a_M(t) + a_T(t) \quad (4.24)$$

$$\ddot{\lambda}(t) = -a_1(t)\lambda - a_2(t)\dot{\lambda} - b(t)a_M(t) + b(t)a_T(t) \quad (4.25)$$

Neka je  $x_1(t) = \lambda$  i  $x_2(t) = \dot{\lambda}$ . Tada je susret projektila i mete opisan sljedećim diferencijalnim jednačinama prvog reda.

$$\dot{x}_1 = x_2 \quad (4.26)$$

$$\dot{x}_2 = -a_1(t)x_1 - a_2(t)x_2 - b(t)u + b(t)f \quad (4.27)$$

,gdje je uzeto  $u = a_M(t)$  i vanjska smetnja  $f = a_T(t)$ . Prvo posmatrajmo slučaj kada meta ne ubrzava, tj. kada je  $f = 0$ . Sada se problem proporcionalne navigacije može predstaviti kao:

Pronaći upravljački signal  $u$  tako da je sistem opisan jednačinama 4.26 i 4.27 asimptotski stabilan u odnosu na  $x_2$

Shodno tome, uzmimo Lyapunovu funkciju  $Q$ :

$$Q = \frac{1}{2}cx_2^2 \quad (4.28)$$

Izvod po vremenu duž bilo koje trajektorije je:

$$\dot{Q} = cx_2(-a_1(t)x_1 - a_2(t)x_2 - b(t)u(t)) \quad (4.29)$$

Sada se vidi da upravljački signal

$$u = kx_2 = k\dot{\lambda} \quad (4.30)$$

Stabilizuje sistem dat sa 4.26 i 4.27 ako  $k$  zadovoljava:

$$kb(t) + a_2(t) > 0 \quad (4.31)$$

,odnosno

$$k > -2\dot{r}(t) = 2v_{cl} \quad (4.32)$$

Prema tome, uvodeći *efektivni navigacijski odnos*  $N$ , izraz 4.30 postaje:

$$u = Nv_{cl}\dot{\lambda}(t) \quad , N > 2 \quad (4.33)$$

čime je potpuno određen zakon vođenja proporcionalne navigacije. Za trodimenzionalni slučaj se bira kandidat funkcija:

$$Q = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 d_s \dot{\lambda}_s^2 \quad (4.34)$$

, gdje su  $d_s$  pozitivni koeficijenti. Analogno se dobija upravljački zakon:

$$u_s = N v_{cl} \dot{\lambda}_s, \quad N > 2 \quad (s = 1, 2, 3) \quad (4.35)$$

### 4.3 Izmjenjena proporcionalna navigacija

Za mete koje manevrišu i imaju neko normalno ubrzanje, za planarni sustre, izvod Lyapunove kandidat funkcije je:

$$\dot{Q} = c x_2 (-a_1(t)x_1 - a_2(t)x_2 - b(t)u(t) + b(t)f) \quad (4.36)$$

Odakle se zaključuje da je upravljački signal koji stabilizuje sistem:

$$u = N v_{cl} \dot{\lambda}(t) + a_T(t), \quad N > 2 \quad (4.37)$$

### 4.4 Optimalnost zakona proporcionalne navigacije

Ako je promjena LOS ugla različita od nule, tada se primjenjuje normalno ubrzanje kako bi se promjena svela na nulu. U prethodnoj sekciji se proporcionalna navigacija predstavila kao problem upravljanja gdje je normalno ubrzanje bilo upravljački signal, a brzina promjene LOS ugla bila varijabla stanja. Proporcionalna navigacija se može posmatrati kao problem optimalnog upravljanja. Treba pronaći indeks performansi koji proporcionalna navigacija minimizira. Ovo predstavlja inverzni problem problem optimalnog upravljanja. Pretpostavimo da se projektil približava meti konstantnom brzinom. Ignorišući dinamiku projektila, vrijedi:

$$\ddot{y} = -a_M, \quad y = r\lambda, \quad r(\tau) = v_{cl}\tau \quad (4.38)$$

Također pretpostavlja se da nema kašnjenja u dinamici projektila, tj. da je  $a_M = a_{M_c}$ . Definišimo sada indeks performansi:

$$J = \frac{1}{2} C y^2(t_f) + \frac{1}{2} \int_0^{t_f} a_M^2 dt \quad (4.39)$$

Prvi član predstavlja promašaj (miss distance), a drugi predstavlja energiju energiju utrošenu u toku leta. Ideja je pronaći upravljanje  $a_M$  koje minimizira kriterij performanse  $J$ . Koristeći Bellman-Lyapunov pristup dobija se da je optimalno upravljanje dato sa:

$$a_M(t) = \frac{3\tau}{3/C + \tau^3} (y(t) + \dot{y}(t)\tau) \quad (4.40)$$

Nulti promašaj se dobija za  $C \rightarrow \infty$ , pa je optimalno upravljanje dato sa:

$$a_M(t) = \frac{3}{\tau^2} (y(t) + \dot{y}(t)\tau) \quad (4.41)$$

Uzimajući u obzir da je:

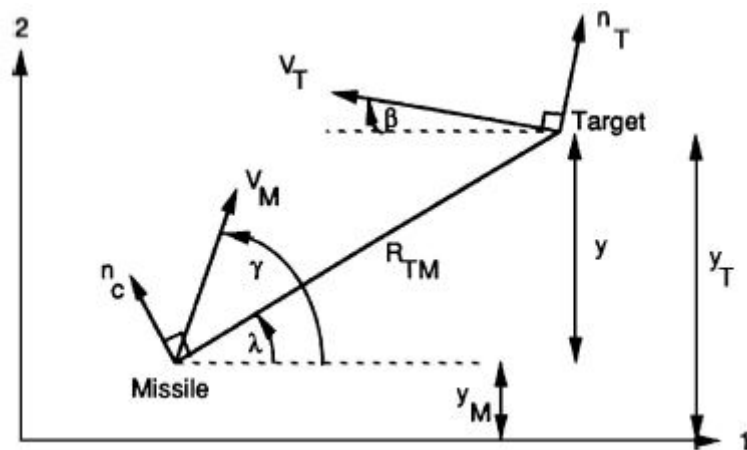
$$\dot{\lambda} = \frac{\dot{y}(t)r(t) - y(t)\dot{r}(t)}{r^2} = \frac{\dot{y}(t)\tau + y(t)}{r} \quad (4.42)$$

jer je,  $r = v_{cl}\tau$ , dobija se:

$$a_M(t) = 3v_{cl}\dot{\lambda} \quad (4.43)$$

Ovo znači da pod uvedenim pretpostavkama, proporcionalna navigacija minimizira kriterij performanse  $J$  i izbor efektivnog navigacijskog odnosa  $N = 3$  garantuje da multi promašaj.

## 4.5 Linearizacija



Slika 4.1: Linearizacija jednačina proporcionalne navigacije

Linearizacija se može lahko izvršiti ako se definišu nove veličine koje su prikazane na slici 4.1. Relativno ubrzanje se može odrediti sa slike i iznosi:

$$\ddot{y} = n_T \cos \beta - n_c \cos \lambda \quad (4.44)$$

Ako su uglovi leta mali, tada vrijedi:

$$\ddot{y} = n_T - n_c \quad (4.45)$$

Slično tako vrijedi:

$$\lambda = \frac{y}{r} \quad (4.46)$$

Za čeonu slučaj vrijedi:

$$v_{cl} = v_M + v_t \quad (4.47)$$

Za potjeru vrijedi:

$$v_{cl} = v_M - v_t \quad (4.48)$$

Sada se može linearizirati i jednačina za udaljenost:

$$r(t) = v_{cl}(t_F - t) \quad (4.49)$$

gdje je  $t_F$  ukupno vrijeme leta.

Definišimo i veličinu *time to go*  $t_{go}$ :

$$t_{go} = t_F - t \quad (4.50)$$

Linearizirani promašaj se definiše kao udaljenost mete i projektila na kraju leta, ili:

$$Miss = y(t_f) \quad (4.51)$$

## 4.6 Zero effort miss

Ranije je pokazano da vrijedi:

$$\dot{\lambda}(t) = \frac{\dot{y}(t)r(t) + y(t)v_{cl}}{r^2} \quad (4.52)$$

Kako vrijedi  $r = v_{cl}t_{go}$ , tada se dobija:

$$\dot{\lambda}(t) = \frac{\dot{y}(t)t_{go} + y(t)}{v_{cl}t_{go}^2} \quad (4.53)$$

Definišimo sada veličinu *Zero effort miss*, koja predstavlja buduće relativno rastojanje projektila i mete:

$$ZEM = \dot{y}(t)t_{go} + y(t) \quad (4.54)$$

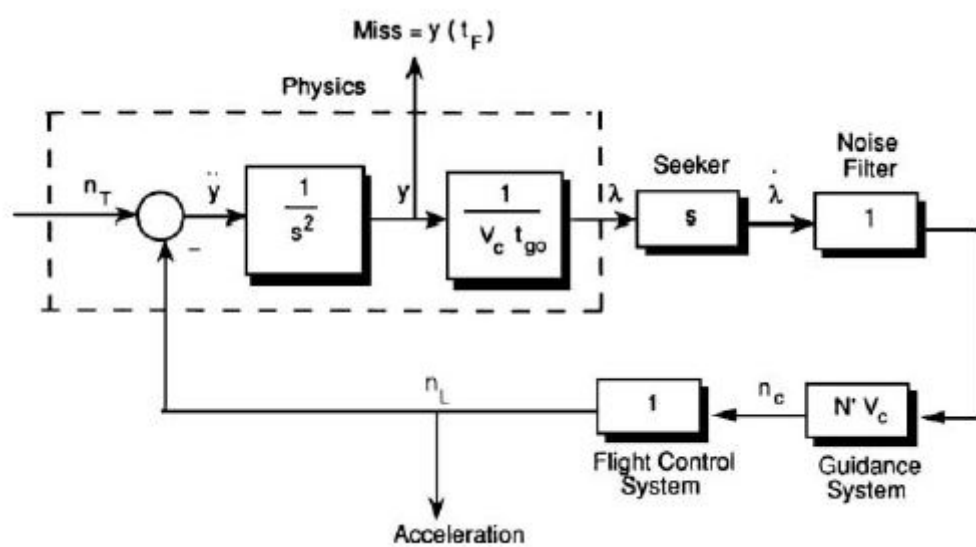
pa se dobija:

$$\dot{\lambda}(t) = \frac{ZEM}{v_{cl}t_{go}^2} \quad (4.55)$$

Ako se pretpostavi da će se pod uticajem ubrzanja  $a_c$  postići sudar,  $ZEM$  se može smatrati budućom tačkom susreta, pa se zakon vođenja proporcionalne navigacije može iskazati kao:

$$a_c(t) = N \frac{ZEM}{t_{go}^2} \quad (4.56)$$

Sada se vidi da je normalno ubrzanje projektila direktno proporcionalno  $ZEM$ -u i inverzno proporcionalno kvadratu preostalom vremenu leta, što znači da se generiše veće ubrzanje što je susret bliži. Pošto se  $ZEM$  posmatra kao buduća tačka susreta, koja se računa na osnovu znanja ili pretpostavki budućeg kretanja mete, PN vođenje se smatra prediktivnim.  $ZEM$  je koristan jer se može izračunati mnoštvom metoda uključujući i on-line numeričku integraciju nelinearnih diferencijalnih jednačina projektila i mete.



# Bibliografija

- Shneydor, N.A. (1998.). *Missile Guidance and Pursuit: Kinematics, Dynamics and Control*. 1. Elsevier Science.
- Siouris, George M. (2004.). *Missile Guidance and Control Systems*. Springer-Verlag New York.
- Yanushevsky, R. (2007.). *Modern Missile Guidance*. Taylor & Francis.
- Zarchan, P. (2007.). *Tactical and Strategic Missile Guidance*. AIAA Tactical Missile Series v. 219. American Institute of Aeronautics i Astronautics.