

# SIMULÁCIA PALBY PROTILIEDADLOVEJ RAKETOVEJ JEDNOTKY

Zs. PASTOREK (1), Z. EXNAR (2)

- (1) Národná akadémia obrany v maršala Andreja HADIKA v Liptovskom Mikuláši  
(2) Detašované pracovisko Elektrotechnickej fakulty Žilinskej univerzity v Liptovskom Mikuláši

## Abstrakt

Predmetom záujmu článku je automatizovaný systém riadenia palebných prostriedkov na úrovni protiletadlovej raketovej jednotky. Úlohy, ktoré vyplývajú z požiadavky vytvorenia simulačného modelu sú nasledovné:

1. vytvorenie simulačného modelu prehľadového a navádzacieho rádiolokátora,
2. vytvorenie simulačného modelu odpaľovacieho zariadenia,
3. vytvorenie simulačného modelu rakety, a to:
  - aerodynamický model rakety,
  - model navádzacej sústavy na palube rakety,
4. vytvorenie simulačného modelu prostredia, v ktorom uvedené technické prostriedky pôsobia,
5. aplikácia algoritmov riadenia - navádzania v zostrojených simulačných modeloch.

Samotná simulácia prebieha formou duelu, t.j. pôsobenia palebnej jednotky na cieľ, pričom cieľ pôsobí podľa vopred stanoveného algoritmu. V článku je uvedená analýza činnosti modelovaného systému, popis modelu systému a ukážka simuláciou získaných výsledkov.

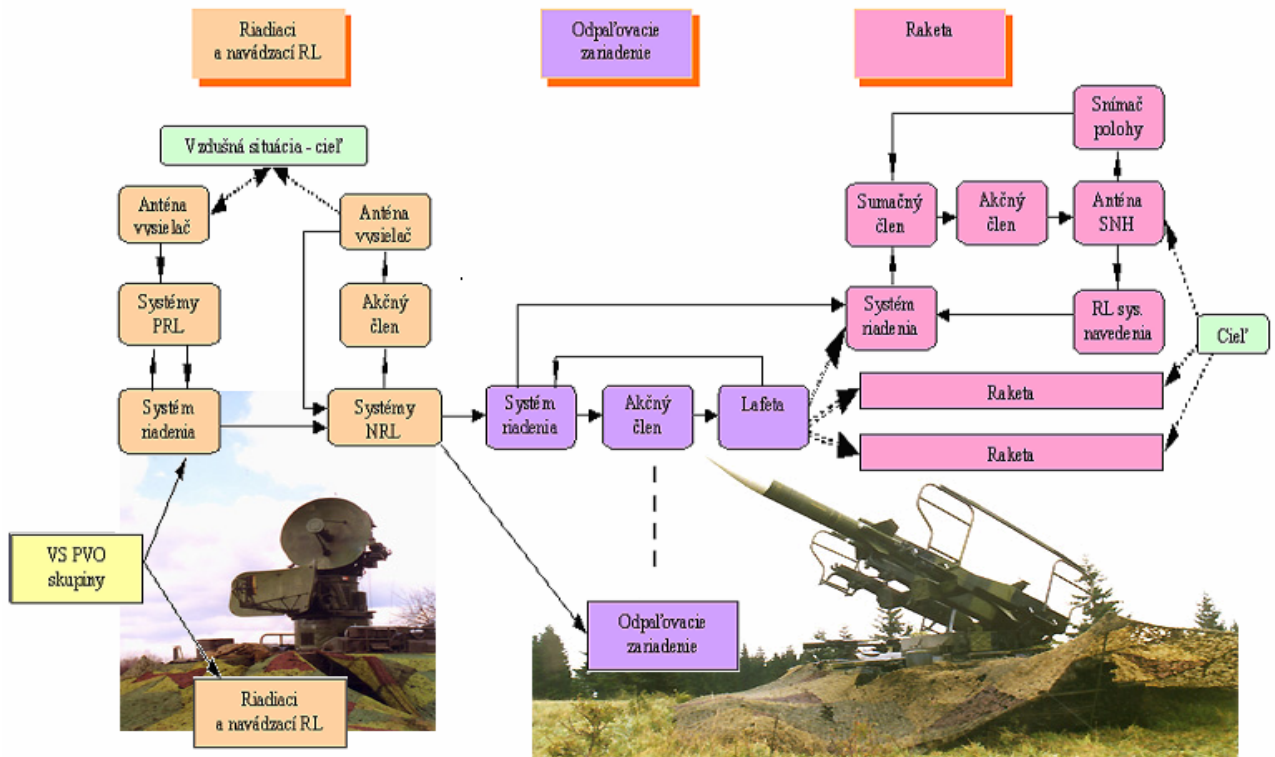
## 1 Analýza činnosti protiletadlovej raketovej jednotky

Protiletadlová raketová jednotka (ďalej PRJ) je tvorená tromi hlavnými celkami:

- prehľadovým (PRL) a navádzacím (NRL) rádiolokátorom,
- odpaľovacím zariadením (OZ),
- raketou.

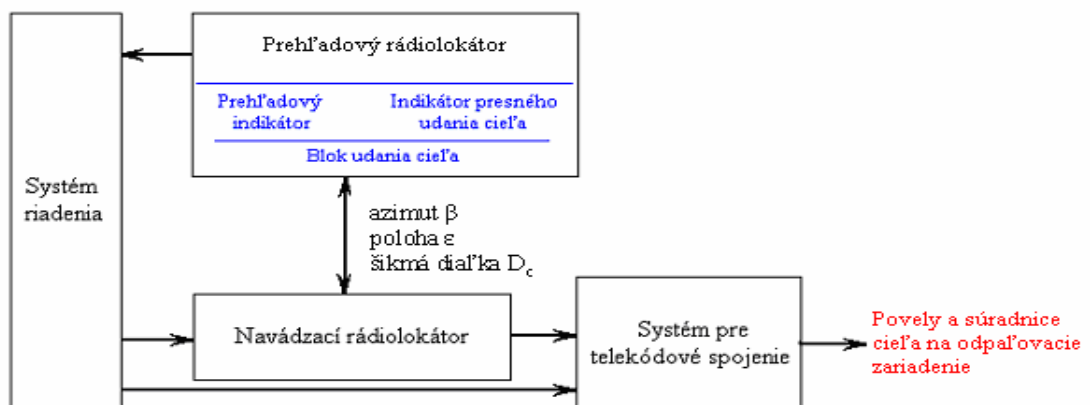
Činnosť PRJ môže byť realizovaná v dvoch režimoch: **centralizovanom**, keď cieľ, na ktorú PRJ musí pôsobiť je pridelený prostredníctvom nadriadeného stupňa velenia (VS PVO skupiny) cez kabínu príjmu navedenia (KPN), ktorá transformuje súradnice cieľa s prihliadnutím na polohu danej konkrétnej PRJ; alebo **decentralizovanom**, keď PRJ pôsobí samostatne, to znamená samostatné vyhľadávanie cieľa v danom priestore zodpovednosti pomocou prehľadového rádiolokátora (PRL) a jeho následné zachytenie do automatického sledovania navádzacím rádiolokátorom (NRL). V ďalšom bude popisovaná decentralizovaná činnosť.

Počas decentralizovanej (autonómnej) bojovej činnosti je hlavným zdrojom rádiolokačnej informácie prehľadový rádiolokátor. Ak dôjde k zdetekovaniu cieľa uvedeným rádiolokátorom, objaví sa na tzv. *prehľadovom indikátore* značka cieľa. Na základe toho zapne operátor rádiolokátora dotazovač a rozpoznáva cieľ, aby omylom komplet nepôsobil na vlastné lietadlá. Spracované odpovedové signály sa opätovne zobrazujú na prehľadovom indikátore. Po rozpoznaní cieľa zhodnotí veliteľ na základe informácií z prehľadového indikátoru situáciu a určí cieľ na zostreľovanie. Operátor rádiolokátora zavedie do systému diaľku cieľa tým, že pomocou točítka nastaví tzv. elektronický hľadáčik s diaľkovou značkou na značku cieľa. Tým zároveň zabezpečí nastavenie synchronizačného impulzu nazývaného *selekčný impulz udania cieľa* tak, aby pri selekcii odrazených signálov navádzací rádiolokátor vybral len ten na správnej diaľke. Prostredníctvom točítka azimutu sa selzynovým prenosom prevádza informácia o azimute na navádzací rádiolokátor. Údaj o polohe je tiež prenesený prostredníctvom selzynového prenosu.



Obrázok 1: Schéma protiletadlovej raketovej jednotky

Po obdržaní *udania cieľa* sa anténa navádzacieho rádiolokátora automaticky zamieri na cieľ a začne ho vyhľadávať. *Udanie cieľa* sa upresňuje podľa informácií o ciele, ktorá prichádza z NRL. Ak sa cieľ objaví v prerušovanom elektronickej hľadáči, zaznamená ho operátor rádiolokátora a stlačením tlačidla „Zachytenie“ prevedie rádiolokátor na automatické sledovanie. Ak je cieľ zachytený, NRL ho začne ožarovať nepretržitým tokom elektromagnetickej energie, ktorý zabezpečuje *ústrojenstvo pre nepretržité vyžarovanie energie*. Uvedený nepretržitý rádiolokačný signál, odrazený od cieľa, je potrebný pre úspešnú činnosť rádiolokačnej samonavádzacej hlavice (SNH) rakety – tzv. poloaktívne navedenie.



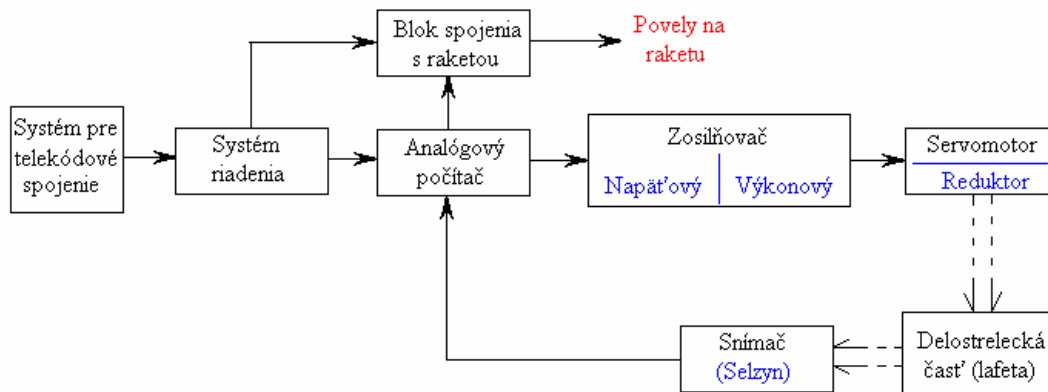
Obrázok 2: Hlavné dátové toky v prehľadovom a navádzacom rádiolokátore

V prípade, že NRL zachytil nesprávny cieľ, je po stlačení tlačidla „Zrušenie“ vydaný povel pre NRL anulovať cieľ. Ak je zachytený cieľ správny, do odpaľovacieho zariadenia sú predané súradnice cieľa v azimute, v polohe a diaľke.

Prijaté súradnice cieľa v OZ sa pomocou analógového počítača prepočítajú. Analógový počítač na odpaľovacom zariadení vypočíta súradnice *nadbehového bodu*. Vypočítané výstupné hodnoty z počítača sa menia na elektrické napätia úmerné rozsúhlaseniu uhlov natočenia lafety s výstupnými

hodnotami počítača. Toto *riadiace* napätie prichádza na vstup elektronického zosilňovača, pričom fáza *riadiaceho napätia* závisí na polarite uhlu rozsúhlasenia, t.j. na smere otáčania výstupného zariadenia. *Riadiace napätie*, zosilnené elektronickým zosilňovačom sa výkonovo zosilní rotačným zosilňovačom – amplitudom, ktorého výstup je vyvedený na kotvu servomotoru. Servomotor otáča lafetou dovtedy, kým nebude výsledné *riadiace napätie* nulové. Spätnú väzbu pritom zabezpečuje opäť selzynový prenos. Pri sledovaní cieľa pracuje popisovaný servosystém nepretržite.

Po spracovaní súradníc cieľa v odpaľovacom zariadení a zachytenia cieľa rádiolokačnými samonavádzacími hlavicami rakiet sú telekódovým spojením z OZ vyslané signály zachytenia cieľa samonavádzacou hlavicou na riadiaci pult. Povel k odpáleniu rakiet vydáva veliteľ stlačením tlačidla „ŠTART“.



Obrázok 3: Základný tok dát na odpaľovacom zariadení

Raketa sa navádza na cieľ metódou úmernej navigácie. Táto metóda spočíva v tom, že let rakety do bodu stretnutia s cieľom prebieha po dráhe, pri ktorej je uhlová rýchlosť pootočenia vektoru rýchlosti rakety úmerná uhlovej rýchlosti pootočenia priamky „raketa – cieľ“ (zámerná). Uvedený princíp je možné vyjadriť napr. vo zvislej rovine vzťahom:

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{dq}{dt} K \quad (1.1)$$

kde:

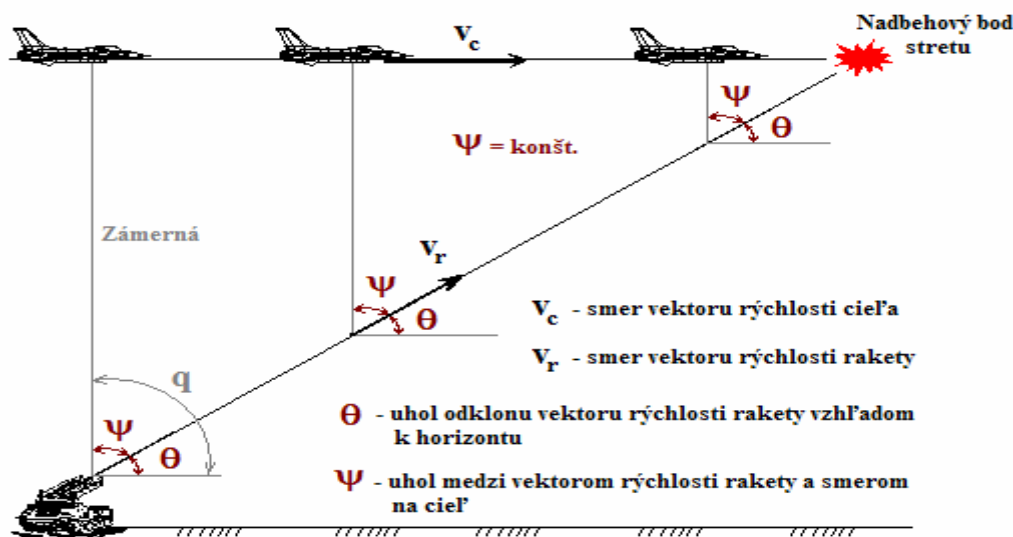
Q – je uhol sklonu vektoru rýchlosti rakety vzhľadom k vodorovnej rovine;

q – je uhol sklonu priamky „raketa – cieľ“ vzhľadom k vodorovnej rovine (horizontu);

K – je koeficient úmernosti (navigačná konštanta).

Počiatkové navedenie antény hlavice na cieľ (uhol  $\psi$ ), keď raketa je ešte na odpaľovacom zariadení, sa prevádza pomocou signálu od analógového počítača. Uvedený počítač na OZ súčasne určuje na základe údajov o rýchlosti, smeru pohybu cieľa, diaľky cieľa a rýchlostných charakteristík rakety nadbehový bod stretnutia rakety s cieľom. Na základe týchto údajov sa navádza delostrelecká časť OZ na nadbehový bod.

Anténa hlavice raketa, ktorá automaticky sleduje cieľ, sa otáča tak, aby sa jej os stotožnila so smerom na cieľ. Pritom indukčné snímače uhlovej rýchlosti polohy ( $\epsilon$ ) a azimutu ( $\beta$ ), umiestnené na opačnej strane zrkadla antény generujú napätie, úmerné absolútnej uhlovej rýchlosti pootočenia antény, teda uhlovej rýchlosti otáčania priamky „raketa – cieľ“. Tieto signály v podobe napätia sa po spracovaní na koeficient K, ktorý je úmerný rýchlosti približovania s cieľom  $\dot{D}$ , privádzajú ako riadiace signály na vstup autopilota rakety, čím sa let rakety usmerňuje do nadbehového bodu stretnutia.



Obrázok 4: Metóda navedenia rakety

Samotná anténa navádzacej hlavice sa natáča podľa chybového signálu, ktorý vzniká vyhodnotením odchýlky od rovnosignálneho smeru striedavo v rovine  $\epsilon$ , a v rovine  $\beta$ . K sledovaniu cieľa sa používa amplitúdová monoimpulzná metóda. Zároveň prijímač na navádzacej hlavici vyhodnocuje aj dopplerovu frekvenciu (rýchlosť zblížovania), ktorá je potrebná k realizácii navádzacieho procesu. Z toho dôvodu raketa disponuje okrem antény samonavádzacej hlavice aj anténou v zadnej časti, ktorá prijíma vzorku elektromagnetickej energie od NRL, ktorou je cieľ ožarovaný. Uvedený prijímaný signál slúži ako referenčný signál pre určenie dopplerovej frekvencie v signále odrazeného od cieľa.

Konštrukčne je raketa zostrojená podľa aerodynamickej schémy „otočné krídlo“. Riadiacimi prvkami sú krídla a kormidlá. Krídla slúžia k riadeniu letu a kormidlá k stabilizácii a tlmeniu priečných a pozdĺžnych výkyvov rakety. Tlmenie pozdĺžnych výkyvov sa dosahuje súčasným vychýlením dvojíc kormidiel, umiestnených v rovine príslušného riadiaceho kanálu. Stabilizácia sklonu je zabezpečená diferenciálnym vychýlením obidvoch dvojíc kormidiel. Základné časti, z ktorých sa raketa skladá sú:

- aerodynamický kryt,
- poloaktívna samonavádzacia hlavica,
- bojové nálože a bezkontaktný rádiolokačný zapaľovač,
- autopilot,
- motor a pneumatikový energoblok.

Výbuch bojovej nálože je zabezpečená inicializačným mechanizmom, ktorá je priamo napojená na rádiolokačný zapaľovač. Rádiolokačný zapaľovač má úzku smerovú charakteristiku. V okamžiku keď sa objaví cieľ v uvedenom smerovom diagrame antény rádiolokačného zapaľovača, jeho prijímač začne detekovať dopplerovu frekvenciu. Pri stanovenej amplitúde, dobe trvania, frekvenčnom spektre a rýchlosti nárastu amplitúdy vstupného signálu sa vytvaruje v nízkofrekvenčnom bloku rádiolokačného zapaľovača impulz, ktorý vedie k výbuchu bojovej náplne rakety.

## 2 Model PRJ

Popisovaný model PRJ sa skladá z dvoch samostatných častí, a to z modelu pozemných zariadení a z modelu rakety. Obe časti sú zostrojené v prostredí SIMULINK-u. Po simulácii činnosti pozemných zariadení (PRL, NRL, OZ) a splnení podmienky pre odpálenie rakety sa aktivuje pomocou volania „Simulation stop function“ model rakety, na ktorom sa prevedie simulácia pôsobenia rakety na cieľ. Parametre sú predávané medzi modelmi pomocou m-funkcií.

## 2.1 Model prehľadového rádiolokátora

Východiskovým bodom pre túto časť modelu je rádiolokačná rovnica. To znamená, že do značnej miery sa zanedbáva a zjednodušuje elektromechanická časť. Dôvodom je, že rádiolokátor sníma vzdušný priestor v azimute, pričom sa jedná o nepretržitý otáčavý pohyb anténovej sústavy, ktorá v smere polohy nevykonáva žiaden pohyb, čím je vplyv elektromechanickej časti minimálny na výsledný efekt činnosti systému. Určovanie výšky sa totiž deje pomocou dvoch vyžarovacích charakteristík umiestnených nad sebou v priestore. Dolný lúč tvorí I. kanál a horný II. kanál. Výška sledovaného cieľa je potom vyhodnotená na základe jeho nameranej diaľky a príslušnosti signálu cieľa k prijímaciemu kanálu, ktorým je sledovaný. Oba kanály majú samostatnú prijímaciu vlnovodnú trasu. Elektromechanická časť zastupuje významnú úlohu hlavne pri navádzacom rádiolokátore, kde systém ovládania polohy antén musí odpracovať zmenu polohy sledovaného cieľa a tým pádom ju nemožno zanedbať.

Pri tvorbe modelu riadiaceho rádiolokátora sa uvažovalo s nasledovnými činiteľmi:

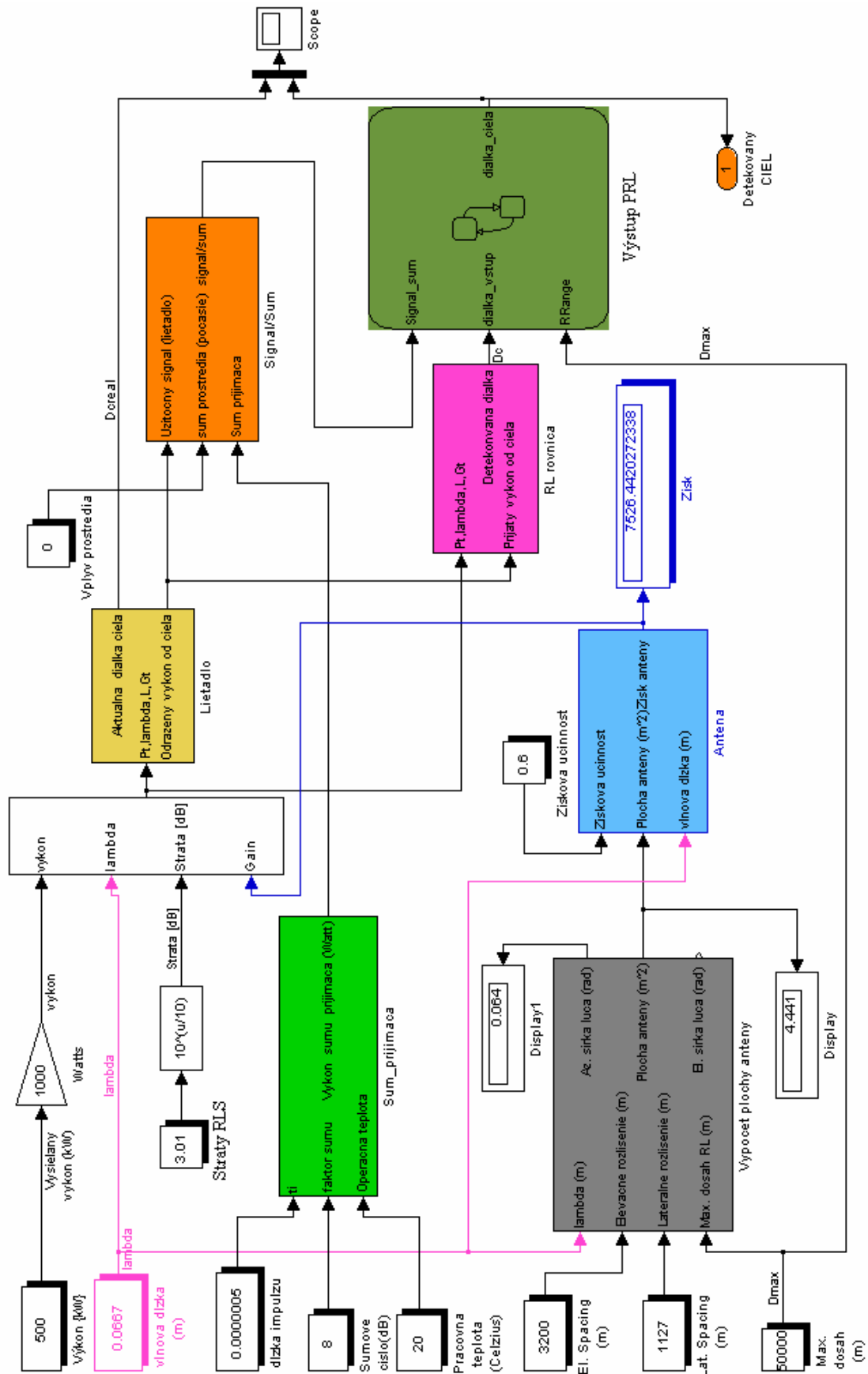
- maximálny dosah RL,
- rozlišovacia schopnosť RL v diaľke a azimute,
- vyžiarený výkon RL,
- zisk antény RL,
- šum prijímača.

Uvedené technické parametre majú značný vplyv na výstup celého systému raketovej jednotky, preto bol na nich kladený najväčší dôraz pri tvorbe a overovaní modelu. Je prirodzené, že uvádzané pojmy zahrňujú ďalšie fyzikálne veličiny, ktoré bezprostredne ovplyvňujú sledované parametre RL. Takými veličinami sú napríklad vlnová dĺžka  $\lambda$ , zisková účinnosť  $v$  a samotné fyzikálne rozmery antény  $L_\beta$ ,  $L_\varepsilon$ . Hovoríme o tzv. výkonovej charakteristike antény (zisk, smerovosť, zisková účinnosť, efektívna plocha príjmu, atď.). Tieto parametre majú dôležitý význam pri hodnotení antény v danom rádiolokačnom systéme, ako aj samotného systému ako celku [1]. Je dôležité si uvedomiť, že výstup, ktorý sa od tohto modelu očakáva je detekcia cieľa a určenie jeho diaľky.

Jadro matematického modelu tvorí rádiolokačná rovnica [2], ktorá zahrňuje (buď priamo, alebo prostredníctvom iných veličín) všetky uvedené parametre:

$$D_{\max} = \sqrt[4]{\frac{P_v \lambda^2 G^2 \sigma_c}{(4\pi^3) L P_p}} \quad (2.1)$$

kde:	$D_{\max}$	-	maximálny dosah RL,
	$P_v$	-	vysielaný výkon,
	$\lambda$	-	vlnová dĺžka,
	$G$	-	zisk antény,
	$\sigma_c$	-	efektívna odrazová plocha cieľa,
	$L$	-	straty RLS,
	$P_p$	-	prahový výkon.



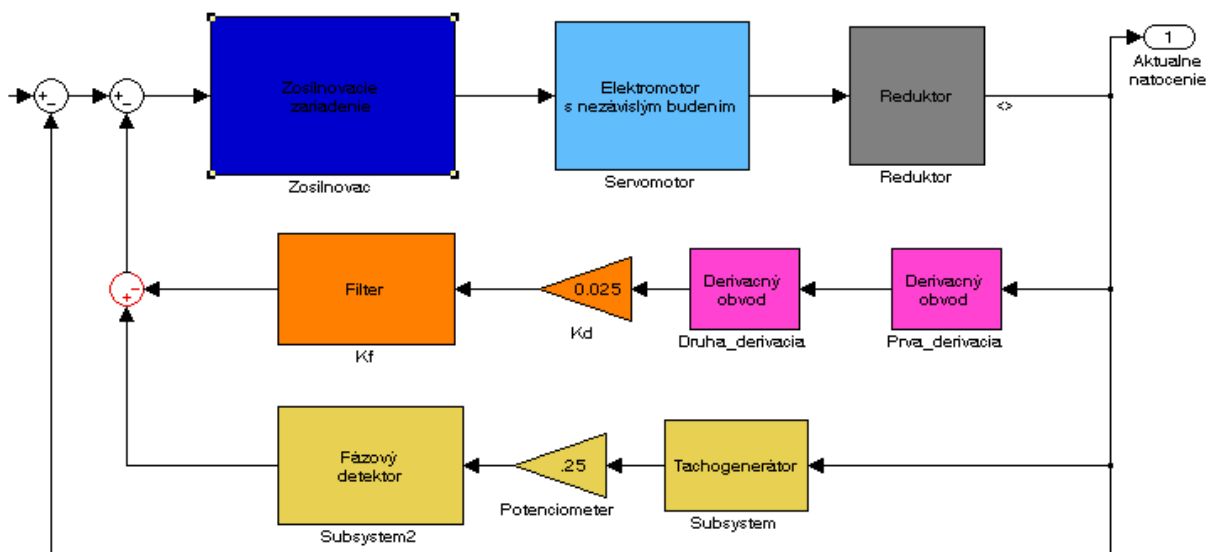
Obrázok 5: Model prehľadového rádiolokátora

## 2.2 Model navádzacieho radiolokátora

Model NRL zohľadňuje nielen technickú stránku činnosti radiolokátora, ale zároveň zahrňuje aj režimy činnosti NRL. V súvislosti s tým je realizovaný programový aparát, ktorý vyhodnocuje kľúčové momenty v procese navedenia rakety a sledovania cieľa (zachytenie cieľa v uhloch, zachytenie cieľa v diaľke, prechod na automatické sledovanie, atď.). Skladá sa z nasledovných subsystémov:

1. kanál diaľky:
  - zachytenie diaľky,
  - meranie (sledovanie) diaľky;
2. kanál merania uhlu:
  - meranie polohy  $\varepsilon$ ,
  - meranie azimutu  $\beta$ .

Vstupným signálom do modelu NRL je signál cieľa, ktorý je dodávaný do NRL buď z nadriadeného stupňa (od KPN), alebo od vlastného prieskumného prostriedku (PRL). Uvedený signál postupuje na systém ovládania polohy antén (ďalej SOPA). Ten je tvorený modelom servosystému zobrazenom na obrázku 6. Model je tvorený jednosmerným elektrónkovým zosilňovačom, výkonovým zosilňovačom – amplidyom, elektromotorom s nezávislým budením a reduktorom. K odstráneniu kmitania antény pri činnosti je v obvode použitá spätná väzba. Na jednej ose spoločne s hnacími motormi sú zapojené tachogenerátory, ktoré vyrábajú napätie zápornej spätnej väzby. Signály z tachogenerátorov zlepšujú dynamické vlastnosti celého servosystému z hľadiska prechodového deja a pásma priepustnosti.



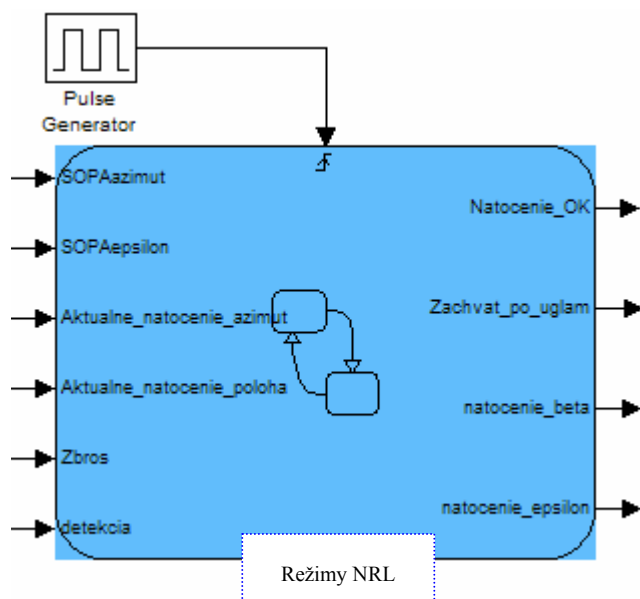
Obrázok 6: Model SOPA

Kvôli širokej zmene tachometrickej spätnej väzby a jej stabilizácii je použitá aj prúdová spätná väzba. Napätie úmerné prúdu, ktorý odoberá hnací motor, sa sníma z kompenzačného vinutia amplidynu a sčítava sa s napätím tachometrickej spätnej väzby. Prúd kompenzačného vinutia amplidynu je úmerný druhej derivácii uhlu natočenia výstupnej osi. Výstupné napätie sa potom tvaruje pomocou derivačného filtra, takže k tachometrickej spätnej väzbe sa pripočítava napätie úmerné tretej derivácii.

Na to, aby došlo k zachyteniu cieľa je potrebné nielen natočiť antény post do požadovanej polohy s požadovanou presnosťou, ale je potrebné mať splnenú podmienku rádiolokačnej viditeľnosti, tj. či vôbec vyhľadávaný cieľ je možné zachytiť v zmysle rádiolokačnej rovnice. Na riešenie uvedenej úlohy je určený kanál riadenia systému merania diaľky. Tomuto systému zodpovedajú v modeli:

- **blok detekcie navádzacím radarom**, ktorý rieši problematiku detekcie cieľa obdobne, ako pri modeli PRL, t.j. realizáciou RL rovnice pri zadaní všetkých parametrov NRL a cieľa.

- subsystém realizovaný pomocou udalost'ami riadeného automatu - STATEFLOW modulu, zobrazenom na obrázku 7, na ktorom sú naznačené vstupné a výstupné parametre. Blok vyhodnocuje vstupné údaje (rádiolokačná viditeľnosť cieľa, natočenie anténneho postu do požadovanej polohy s požadovanou presnosťou).



Obrázok 7: Blok Stateflow na realizáciu prepínania režimov NRL

Popisovaný blok priebežne vyhodnocuje presnosť natočenia anténneho postu NRL. Zároveň tvaruje vyhľadavaciu charakteristiku podľa toho, či sa jedná o príjem informácií z KPN, alebo od PRL. Na základe splnenia podmienok detekcie cieľa (vstup „detekcia“), presnosti natočenia anténneho postu (vstupy „SOPAazimut“ a „SOPAepsilon“) a prekrytia súradníc cieľa vyhľadavacou charakteristikou je spúšťaný režim vyhľadávania, zachytenia alebo automatického sledovania. Na realizáciu zachytenia a sledovania cieľa v diaľke slúži **systém kanálu sledovania cieľa v diaľke**. Ako posledná časť modelu je **systém automatického sledovania**, ktorý modeluje konštrukčné prvky určené na automatické sledovanie v uhloch a diaľke. Konkrétne sa jedná o časový diskriminátor pre automatické sledovanie v diaľke spolu s balančným zosilňovačom, demodulátorom a filtrom pre automatické sledovanie cieľa v diaľke. Pre uhol sa jedná o odčítavací stupeň a koincidenčný obvod, ktorý určuje chybový signál pre natočenie SOPA. V odčítavacom stupni dochádza k detekcii odchýlky signálu cieľa voči 1. a 2. sledovaciemu impulzu. Koincidenčný obvod potom tvaruje chybový signál pre SOPA, ktorého amplitúda udáva veľkosť odchýlky a polarita smer. V prípade straty signálu cieľa je režim sledovania prerušený pomocou signálu „ZBROS“ a NRL automaticky prechádza do režimu vyhľadávania.

### 2.3 Model odpaľovacieho zariadenia

Odpaľovacie zariadenie tvorí neoddeliteľnú súčasť protiletadlového raketového kompletu. Je určené k zacieleniu a odpáleniu protiletadlových riadených rakiet na vzdušné ciele a ďalej k preprave a dočasnému uloženiu týchto rakiet. Najdôležitejšou časťou z pohľadu procesu sledovania cieľa, navedenia rakety na cieľ a následného postreľovania cieľa je elektrický sledovací pohon OZ (ďalej ESP). Ten je určený k navedeniu lafiet (nosníkov rakiet) v azimute a polohe. Skladá sa z dvoch pohonov, ktoré sú konštrukčne identické:

- pohon pre navedenie v azimute,
- pohon pre navedenie v polohe.

Do pohonov sa radia nasledovné konštrukčné celky:

- prijímač,
- elektrický rotačný zosilňovač,
- servomotor,
- pre pohon v polohe sú navyše prítomné tzv. obmedzovače v uhloch, ktoré obmedzujú natočenie lafety v polohe.



Vstupný signál pre ESP je privádzaný od počítača OZ. Jeho úlohou je výpočet súradníc bodu nadbehu cieľa, uhlov natočenia antén rádiolokačných samonavádzacích hlavíc na cieľ a vytvorenie povelových signálov pre rozhodovacie procesy na odpálenie rakety do priestoru jej účinnej pôsobnosti.

Matematický model odpaľovacieho zariadenia je tvorený dvomi základnými časťami: matematickým modelom analógového počítača a modelom ESP. Matematický model analógového počítača rieši výpočet súradníc nadbehu (riešenie tzv. nadbehovej úlohy). Riešenie tejto úlohy vychádza z riešenia vektorového mnohoúhelníka  $O_0, C_0, C_n, P_0$  (obrázok 8) ktorý je vyjadrený vektorovou rovnicou:

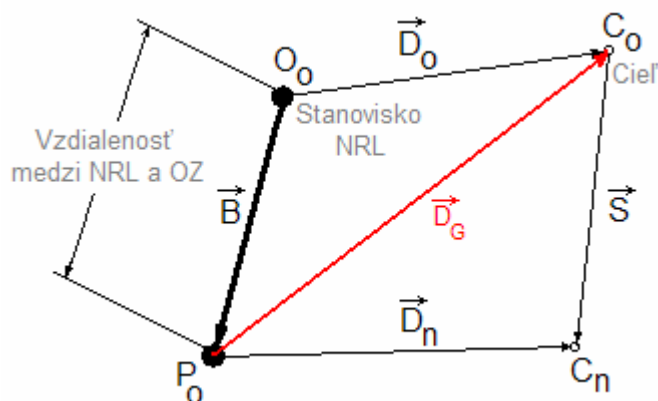
$$\vec{D}_0 + \vec{S} - \vec{D}_n - \vec{B} = 0 \quad (4.1)$$

Riešenie nadbehovej úlohy znamená určiť vektor  $\vec{D}_n$ , teda určiť jeho sférické súradnice (modul  $|\vec{D}_n|$  a uhly nadbehu  $\beta_L$  a  $\varepsilon_L$ ). Pri riešení bola prijatá hypotéza, predpokladajúca rovnomerný a priamočiary pohyb vzdušného cieľa počas letu rakety do bodu nadbehu  $C_n$ . V tomto prípade dostáva vektorová rovnica (4.1) tvar:

$$\vec{D}_0 + \vec{v}_{cieľa} t_n - \vec{B} = \vec{D}_n \quad (4.2)$$

kde:  $t_n$  je doba letu rakety do bodu nadbehu,

$v_{cieľa}$  je rýchlosť pohybu cieľa.



Obrázok 8: Vektorové zobrazenie rovnice 4.1

Matematickým vyjadrením podmienky pre zachytenie cieľa samonavádzacou hlavicom je vektorová rovnica:

$$\vec{D}_0 - \vec{D}_G - \vec{B} = 0, \quad (4.3)$$

ktorá zodpovedá vektorovému trojuholníku  $P_0, C_0, O_0$  (viď. obrázok 8), v ktorom vektor  $\vec{D}_G$  určuje polohu cieľa vzhľadom k OZ. Riešením tejto rovnice je práve určenie vektoru  $|\vec{D}_G|$ , t.j. určenie jeho sférických súradníc (jeho modulu, a dvoch uhlov orientujúcich daný vektor  $\vec{D}_G$  na cieľ v súradnicovom systéme spojeného s raketou).

## 2.4 Raketa a jej model

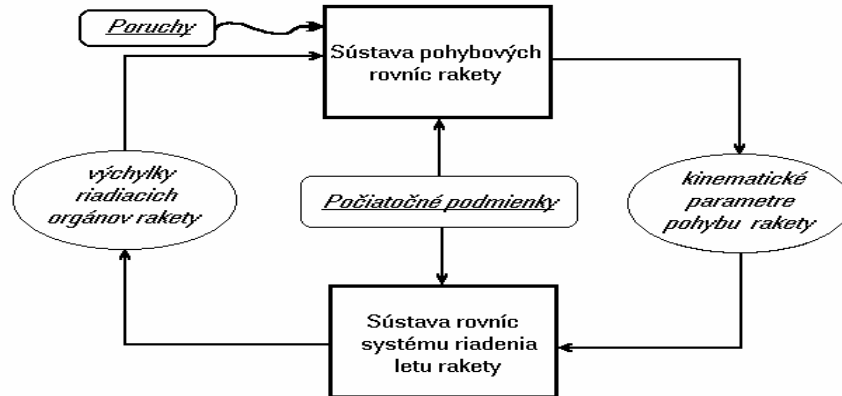
Pohyb riadenej rakety môžeme interpretovať v súlade s mechanikou telies [3] ako zložený pohyb dvoch čiastkových pohybov:

- postupného pohybu ťažiska rakety,

- otáčavého pohybu rakety okolo svojho ťažiska.

Príčinou postupného pohybu ťažiska rakety je výslednica síl pôsobiacich na raketu. Príčinou otáčavého pohybu rakety je výsledný moment síl, pôsobiacich na raketu. Samotný matematický popis pohybu riadenej rakety vychádza zo základných poznatkov Newtonovej mechaniky a obsahuje:

- dynamické rovnice postupného pohybu ťažiska rakety,
- dynamické rovnice otáčavého pohybu rakety okolo ťažiska,
- kinematické rovnice postupného pohybu ťažiska rakety,
- kinematické rovnice otáčavého pohybu rakety okolo vlastného ťažiska,
- vzťahy, ktoré vyjadrujú väzby medzi veličinami definovanými v rôznych súradnicových sústavách.



Obrázok 9: Štruktúra sústavy rovníc, popisujúcich pohyb riadenej rakety

Model rakety je vytvorený z komponentov obsiahnutých v knižnici blokov, ktoré charakterizujú dynamické správanie jednotlivých častí systému alebo sú popísané pomocou nelineárnych diferenciálnych rovníc. Hierarchické usporiadanie modelu a časovú synchronizáciu podporuje program STATEFLOW. Programovateľný automat použitím logického riadenia koordinuje činnosť regulátorov na nižšej úrovni. Vytvorený model predstavuje vo všeobecnosti dynamický model rakety typu otočné krídlo. Model rakety obsahuje tri hlavné bloky:

- **Model draku rakety** – tento blok (Missile airframe model) obsahuje pohybové rovnice rakety a vstupné údaje prostredia pre výpočty vo forme modelu štandardnej atmosféry ISA (International Standard Atmosphere).
- **Model riadenia rakety** – tvorený zameriavačom (Seeker/tracker subsystem) prostredím Simulink a palubnou riadiacou aparátúrou (Guidance subsystem) ktorá je vytvorená v prostredí Stateflow.
- **Model trojkanálového autopilota** – predstavuje model autopilota pre riadenie (Three-loop Autopilot), stabilizáciu postupného a rotačného pohybu rakety.

Model vychádza z poznatku, že riadenie rakety sa uskutočňuje pomocou zmeny veľkosti a smeru výslednice síl ťahu raketového motora a aerodynamickej sily [4]:

$$\vec{N} = \vec{P} + \vec{R} \quad (5.1)$$

Výsledný vektor aerodynamickej sily  $\vec{R}$  je súčtom aerodynamických síl  $(F_A, F_N, F_Z)$ , ktoré sú viazané na palubnú súradnicovú sústavu. Pretože sa jedná o osovo súmernú raketu, je možné položiť  $F_N = F_Z$ . Pre ťah raketového motora platí v smere osi  $x$  palubnej súradnicovej sústavy:

$$P_x = P \cos \alpha \cos \beta \quad (5.2)$$

Pre aerodynamické sily v palubnej súradnicovej sústave platí (v zmysle Newtonovho 2. pohybového zákona):

$$m(\dot{U} + v_z \Omega_y - W \Omega_z) = \sum_{i=1}^n F_{B_x} \quad (5.3)$$

$$m(\dot{W} + U\Omega_z - v_z\Omega_x) = \sum_{i=1}^n F_{B_z} \quad (5.4)$$

pričom:

$$\begin{aligned} \Omega_x &= \dot{\gamma}_c + \dot{\Psi} \sin \theta \\ \Omega_y &= \dot{\Psi} \cos \theta \cos \gamma_c + \dot{\theta} \sin \gamma_c \\ \Omega_z &= \dot{\Psi} \cos \theta \sin \gamma_c + \dot{\theta} \cos \gamma_c \end{aligned} \quad (5.5)$$

S cieľom získať čo najjednoduchší tvar dynamických rovníc postupného pohybu ťažiska rakety predpokladáme, že vektor rýchlosti rakety v horizontálnej rovine je totožný s osou  $x$  palubnej súradnicovej sústavy (tzv. rýchlostná súradnicová sústava), čiže rátame s nulovým vybočením draku rakety v horizontálnej rovine voči smeru letu (t.j.  $\beta = 0$ ), a zároveň s nulovým náklonom ( $\gamma_c = 0$ ) draku rakety voči vertikálnej rovine rakety (potom už hovoríme o tzv. upravenej rýchlostnej súradnicovej sústave). V nej potom platia nasledovné vzťahy:

$$\begin{aligned} \Omega_x &= \dot{\Psi} \sin \theta \\ \Omega_y &= \dot{\Psi} \cos \theta \\ \Omega_z &= \dot{\theta} \end{aligned} \quad (5.6)$$

Ďalej na zjednodušenie daného modelu sa neuvažuje so sklzovými javmi počas manévru rakety, ráta sa s lineárnou zmenou hmotnosti po celú dobu letu rakety, s nulovým bočnými kmitmi (uhol kurzu  $\Psi = 0$ ). Za týchto podmienok sa rovnice pozdĺžneho pohybu rakety zredukujú na tri pohybové rovnice (dve silové a jedna momentová) a tri kinematické rovnice pohybu [5]:

$$\dot{U} + QW = \sum \frac{F_{B_x}}{m} \quad (5.7)$$

$$\dot{U} + QW = \sum \frac{F_{B_x}}{m} \quad (5.8)$$

$$\dot{W} - QU = \sum \frac{F_{B_z}}{m} \quad (5.9)$$

$$\dot{Q} = \sum \frac{M_y}{I_y} \quad (5.10)$$

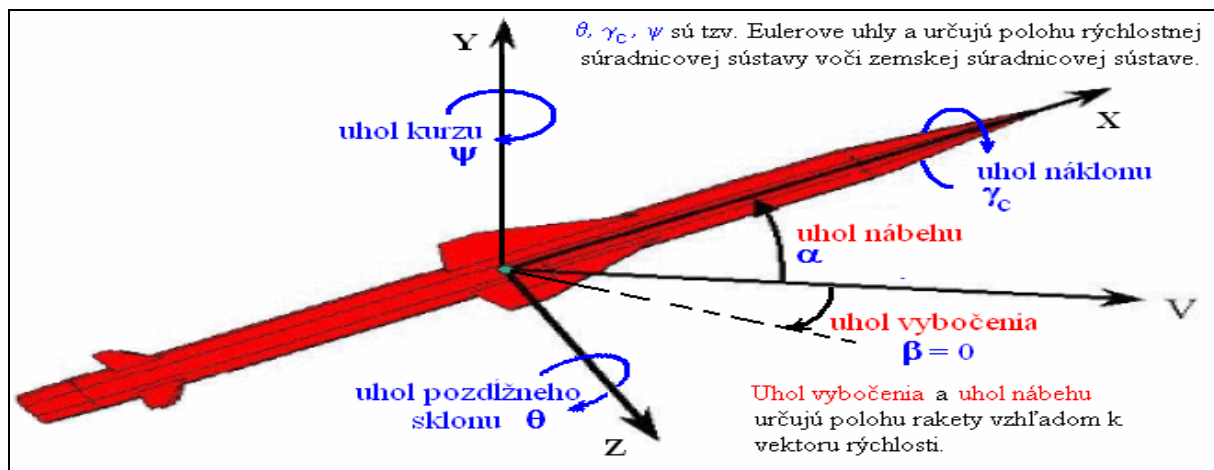
$$\dot{\theta} = Q \quad (5.11)$$

$$\dot{X} = U \cos \theta + W \sin \theta \quad (5.12)$$

$$\dot{h} = U \sin \theta - W \cos \theta \quad (5.13)$$

Zároveň pri uvážení uvedených zjednodušení ( $\beta = 0$ ) pre ťah rakety platí  $P_x = P \cos \alpha$ , pričom je nutné podotknúť, že výsledná pôsobiaca aerodynamická sila po ose  $x$  palubnej súradnicovej sústavy bude rovná súčtu:  $P_x + \sum F_{B_x}$ . Potom výsledné pohybové rovnice majú tvar:

$$\begin{aligned} \dot{U} &= \left( \frac{P \cos \alpha + \sum F_{B_x}}{m} \right) - QW \\ \dot{W} &= \left( \frac{\sum F_{B_z}}{m} \right) + QU \end{aligned} \quad (5.14)$$



Obrázok 10: Definovanie uhlov rýchlostnej súradnicovej sústavy

Pri modelovaní vplyvu tiaže, čo je vedľa aerodynamickej sily a ťahu raketového motora poslednou pôsobiacou silou na raketu (okrem Coriolisových síl, ktoré sú zanedbateľné), sa použil tzv. plochý model Zeme (t.j. neuvažujeme zakrivenie Zeme). Pre veľkosť síl a momentu pôsobiacich v ťažisku s uvažovaním zložiek tiaže dostávame:

$$\sum F_{B_x} = F_A - mg \sin \theta \quad (5.15)$$

$$\sum F_{B_z} = F_N + mg \cos \theta \quad (5.16)$$

$$\sum M_y = M_Y \quad (5.17)$$

Uvedené vzťahy sú aplikované v bloku pre rovnice pohybu (Equation of motion).

Výsledná aerodynamická sila, normálová sila a výsledný zatáčavý moment sú definované v aerodynamickom subsystéme (Aerodynamics subsystem) nasledovne:

$$F_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_A \quad (5.18)$$

$$F_N = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_N \quad (5.19)$$

$$M_Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S d C_m \quad (5.20)$$

kde koeficienty :

$$C_A = a_a \quad (5.21)$$

$$C_N = a_n \alpha^3 + b_n \alpha |\alpha| + c_n \left( 2 - \frac{Mach}{3} \right) \alpha + d_n \delta \quad (5.22)$$

$$C_m = a_m \alpha^3 + b_m \alpha |\alpha| + c_m \left( -7 + \frac{8Mach}{3} \right) \alpha + d_m \delta + e_m Q \quad (5.23)$$

a výraz:

$$q_A = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (5.24)$$

je aerodynamický tlak.

Uvedené koeficienty sú bezrozmerné a uhly sú uvádzané v radiánoch. Dynamické rovnice pohybu možno potom vyjadriť pomocou machovho čísla  $M$ , uhlu nábehu  $\alpha$ , uhlovej rýchlosti pozdĺžneho sklonu  $\dot{\theta} = Q$ , uhlom sklonu letovej dráhy  $\gamma$ , výškou  $h$  a doletom  $X$ . V bloku nábehu a rýchlosti rakety (Incidence and Airspeed) sú rátané výsledná rýchlosť  $V$  a uhol nábehu  $\alpha$  podľa nasledovných vzťahov [6]:

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{U^2 + W^2} \\ \alpha &= \arctan\left(\frac{W}{U}\right) \end{aligned} \quad (5.25)$$

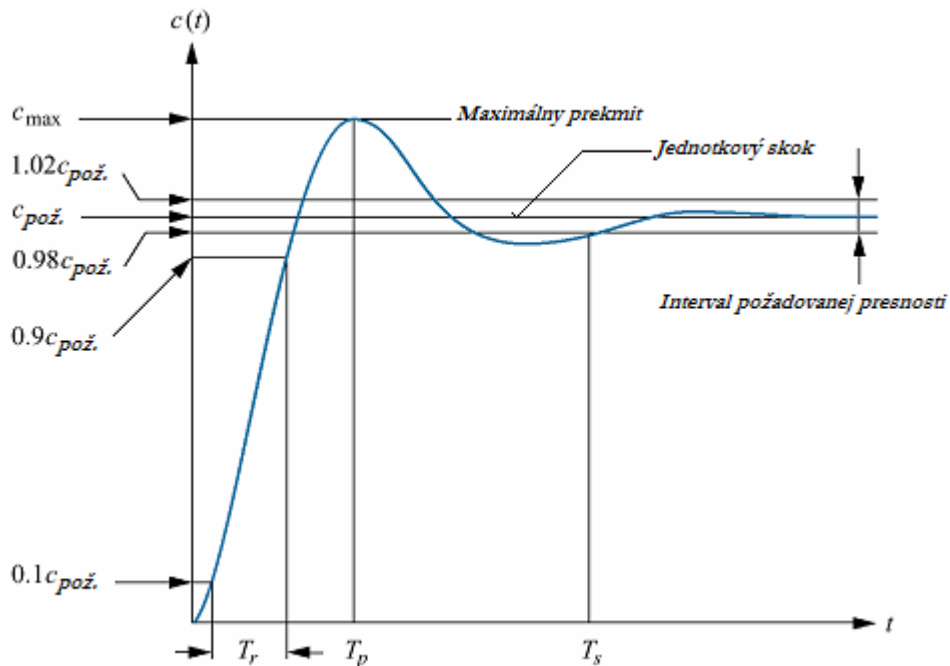
Na to, aby uvedený model pracoval korektne, t.j. aby výsledky simulácie zodpovedali výstupom reálneho systému, bolo potrebné zaviesť konkrétne údaje o rakete. Jedná sa v prvom rade o hmotnosť  $m$  (5.14), vzťažnú plochu rakety  $S$  a charakteristický dĺžkový rozmer rakety  $d$  vo vzťahoch (5.18); (5.19); (5.20) a napokon veľkosť ťahu  $P$  raketového motoru (5.14). Uvedené údaje sú zavádzané inicializačným dátovým súborom (Data\_rakety.m). V tomto súbore sú ďalej definované i ďalšie údaje, ako napríklad fyzikálne konštanty (hustota vzduchu, tiažové zrýchlenie). Pri vytváraní modelu je potrebné zohľadniť typ súradnicovej sústavy a na základe toho zvoliť prevodové vzťahy pre dané veličiny, aby výstup bol v zemskej súradnicovej sústave, prípadne v inej požadovanej forme v závislosti na požiadavkách. Výhodou takéhoto prístupu je možnosť rýchlej zmeny štruktúry modelu, čím je daná schopnosť v relatívne krátkom čase (a za ekonomicky výhodných podmienok) získať viacero možných riešení a to pre nás najvýhodnejšie použiť napr. v procese syntézy celého automatizovaného systému velenia a riadenia.

### 3 Simulácia paľby PRJ

Pomocou simulácie paľby na uvedenom modeli sa získali charakteristiky popisujúce celú PRJ ako kybernetický systém. Zároveň model umožnil získať aj také hodnoty, ktoré napomáhajú syntéze konkrétnych technických súčastí, resp. vyhodnocujú vzniknuté chyby v uvedených podsystémoch.

#### 3.1 Prechodová charakteristika PRJ

Prechodová charakteristika je základnou charakteristikou používanou k identifikácii lineárnych systémov. Príklad tejto charakteristiky je uvedený na obrázku 11.



Obrázok 11: Prechodová charakteristika a spôsob jej vyhodnotenia

Základné hodnotené údaje, vyplývajúce z tejto charakteristiky sú:

$T_r$  - **doba nábehu**: čas za ktorý prechodová charakteristika stúpne z 10% požadovanej hodnoty na 90% požadovanej hodnoty.

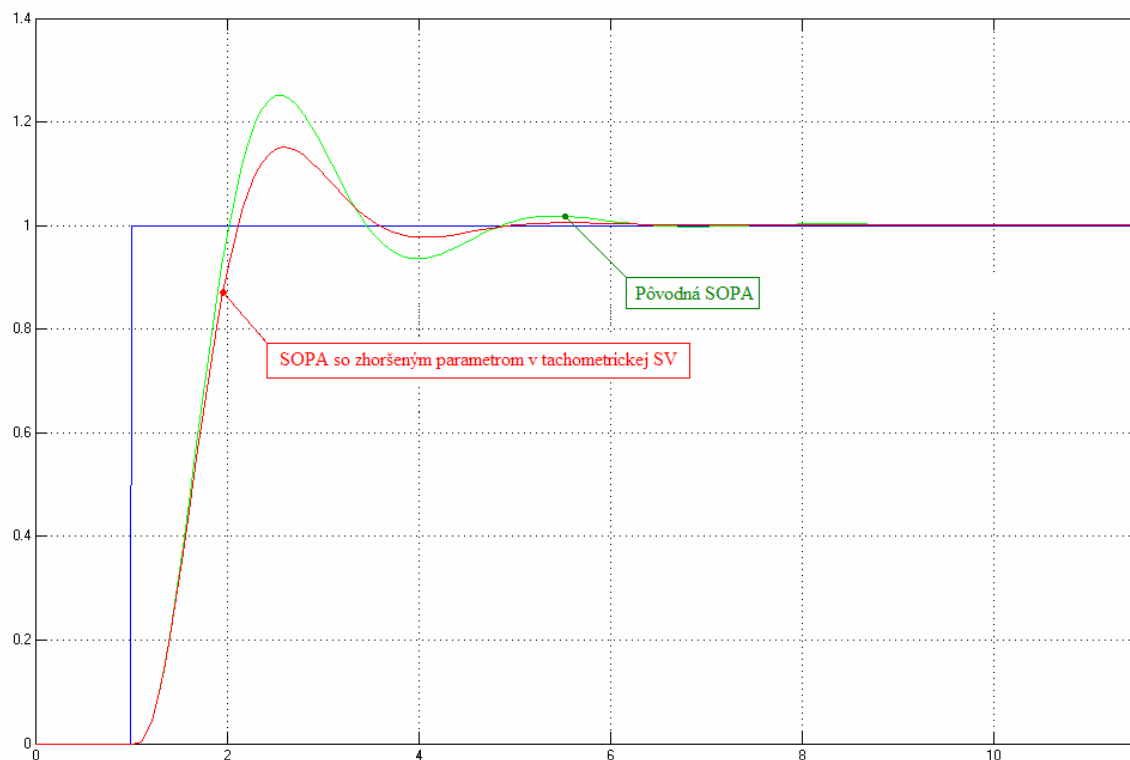
$T_s$  - **doba regulácie**: doba trvania prechodového procesu. Pretože u ideálneho lineárneho systému je prechodový proces nekonečný, za dobu regulácie sa považuje ten časový okamžik, v ktorom absolútna hodnota  $|c_{max} - c_{pož}|$  klesne pod stanovenú hodnotu (na obrázku 11 je požiadavka na presnosť 2%).

$\sigma$  - **prechyt (preregulovanie)**: je to rozdiel medzi maximálnou hodnotou prechodovej charakteristiky  $c_{max}$  a jej ustálenou hodnotou  $c_{pož}$ . Udáva sa v percentách :

$$\sigma = \frac{c_{max} - c_{pož}}{c_{pož}} \cdot 100 [\%] \quad (6.1)$$

Tvar prechodovej charakteristiky závisí na **astatizme** systému, na jeho **zosilnení** a na **koefficiente pomerného tlmenia**  $\xi$ .

Prechodová charakteristika SOPA (zelenou farbou) je zobrazená na obrázku 12.

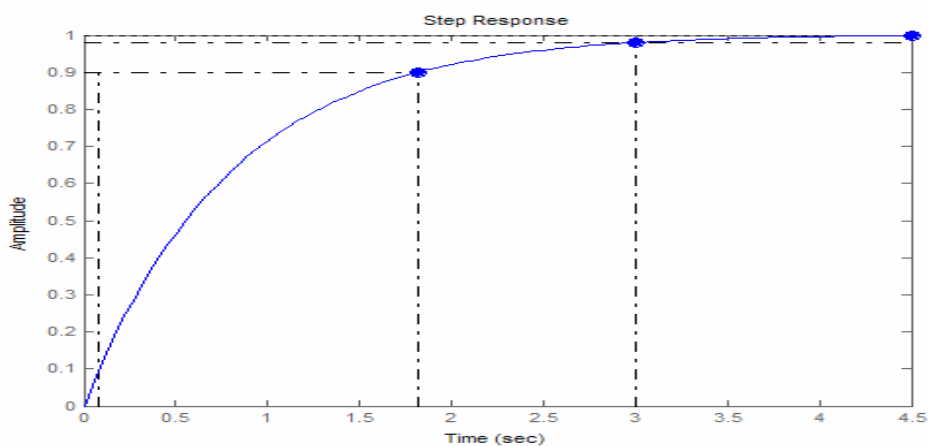


Obrázok 12: Výstup SOPA na jednotkový skok

Z uvedenej charakteristiky vyplýva, že doba náběhu je  $T_r = 0,64$  s, doba regulácie je  $T_s = 4,65$  s a prekmit  $\sigma$  je rovný (v prípade definovania 2 % požiadavky na presnosť) 25 %. Ďalej na obrázku je charakteristika SOPA v prípade zhoršenia parametrov v tachometrickej SV. Jedná sa o zmenu súčiniteľa transformácie fázového detektora z hodnoty  $2/\pi$  na hodnotu  $\pi$  a o zmenu - nárast činiteľa prenosu potenciometra z hodnoty 0,25 na hodnotu 0,5. Zmenou uvedených parametrov sa mení úroveň uvedenej spätnej väzby (rýchlostná spätná väzba sa zosilní). Výsledný efekt vyjadruje obrázok 12 (červená charakteristika). Zobrazená prechodová charakteristika má nasledujúce parametre: doba náběhu je  $T_r = 0,7$  s, doba regulácie je  $T_s = 4,36$  s a prekmit  $\sigma$  je rovný (v prípade definovania 2 % požiadavky na presnosť) 15 %.

Uvedené fakty naznačujú zlepšenie parametrov systému v prípade zosilnenia rýchlostnej spätnej väzby. Tento záver by však bol chybný, pretože sa nesmie opomenúť dynamická charakteristika systému, ktorá je omnoho dôležitejšia a má väčšiu výpovednú hodnotu pre určenie kvality systému v podmienkach bojovej činnosti. Dynamická charakteristika systému je predmetom ďalšej podkapitoly.

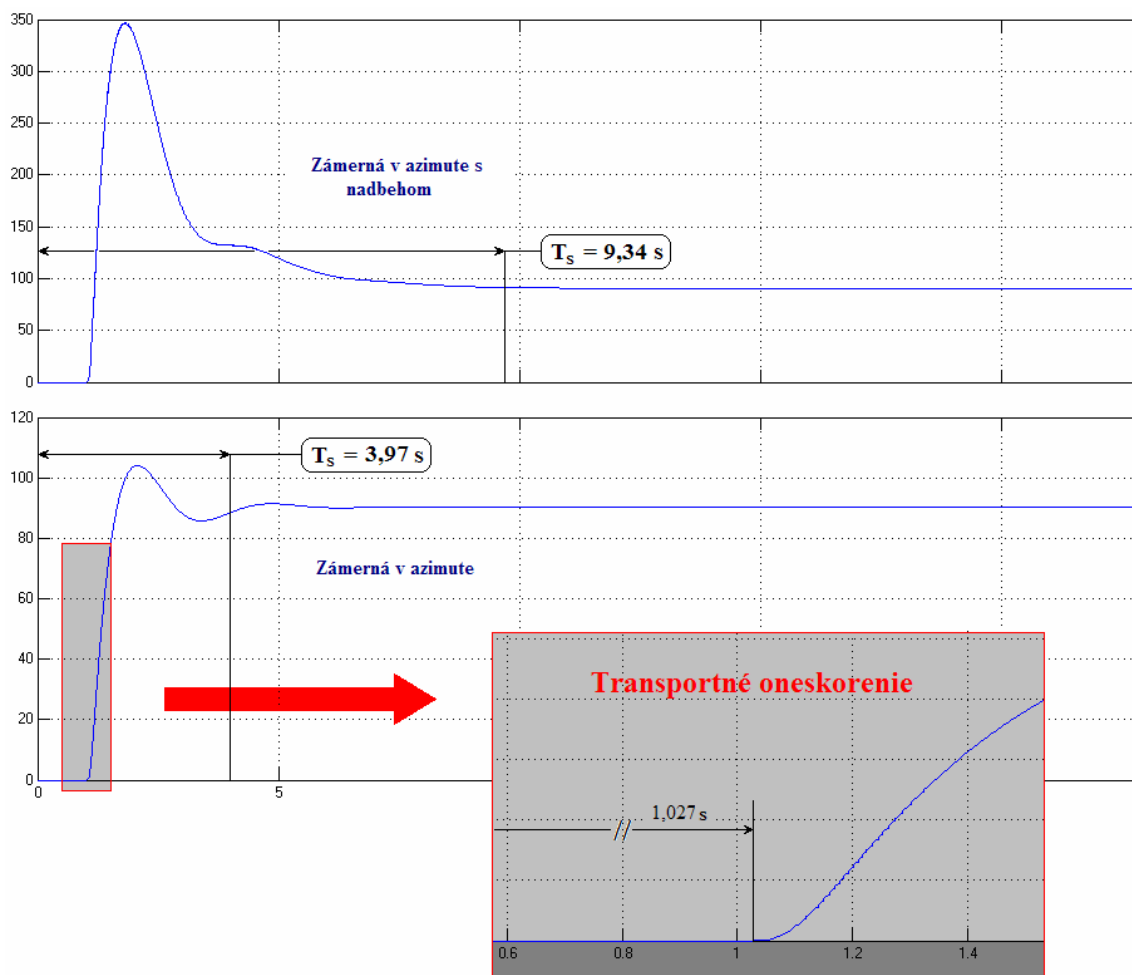
Ďalším dôležitým prvkom v systéme navedenia je kanál základného sledovacieho systému v diaľke. Odozva kanálu sledovania v diaľke na jednotkový skok je zobrazený na obrázku 13.



Obrázok 13: Odozva kanálu základného sledovacieho systému diaľky na jednotkový skok

Z uvedeného vyplývajú nasledovné údaje: doba nábehu  $T_r = 1,73$  s, doba regulácie je  $T_s = 3$  s, jedná sa o aperiodický nábeh a ustálená hodnota je rovná 1, čo znamená že systém sleduje vstupnú veličinu bez chyby.

V prípade celého systému PRJ je prechodová charakteristika ovplyvnená nielen samotnými vlastnosťami prvku, ale aj algoritmom spracovania vstupu a postupnosťou spracovania signálu rôznymi obvodmi. Pre azimut prechodová charakteristika predstavuje vstup statického signálu cieľa na azimute  $90^\circ$ . Výsledný priebeh je zobrazený na obrázku 14, pričom sú brané do úvahy dva prípady; ak obvod ESP je ovplyvnený analógovým počítačom umiestnenom na OZ (t. j. výsledný uhol zámernej je aj s nadbehom) a v druhom prípade je idealizovaný priebeh bez prítomnosti určovania nadbehu (čiže „premostením“ analógového počítača). Získaný priebeh (obr. 14) naznačuje, že celkový systém protiletadlového komplexu má dopravné oneskorenie, ktoré je rovné  $1,027$  s. Toto dopravné oneskorenie nesúvisí s výpočtovými prostriedkami (čiže napríklad s veľkosťou vyrátaného nadbehového uhlu). Veľkosť nadbehového uhlu (ktorá priamoúmerne súvisí s rýchlosťou cieľa; viď vzťah (4.2)) ovplyvňuje dobu ustálenia celého systému. Kým bez prítomnosti aditívneho signálu pre nadbeh sa systém ustálil na hodnote:  $T_s = 3,97$  s, tak v prípade prítomnosti výpočtov nadbehového uhla je to doba:  $T_s = 9,34$  s. Je potrebné na tomto mieste podotknúť, že vstupný signál je stacionárny, čiže vyrátaná zámerná s nadbehovým uhlom je totožná s hodnotou vstupu. Avšak skoková zmena vstupného signálu z  $0^\circ$  na  $90^\circ$  je tým momentom, ktorý analógový počítač musí odpracovať a tým prirodzene vplyva na celkovú charakteristiku systému.



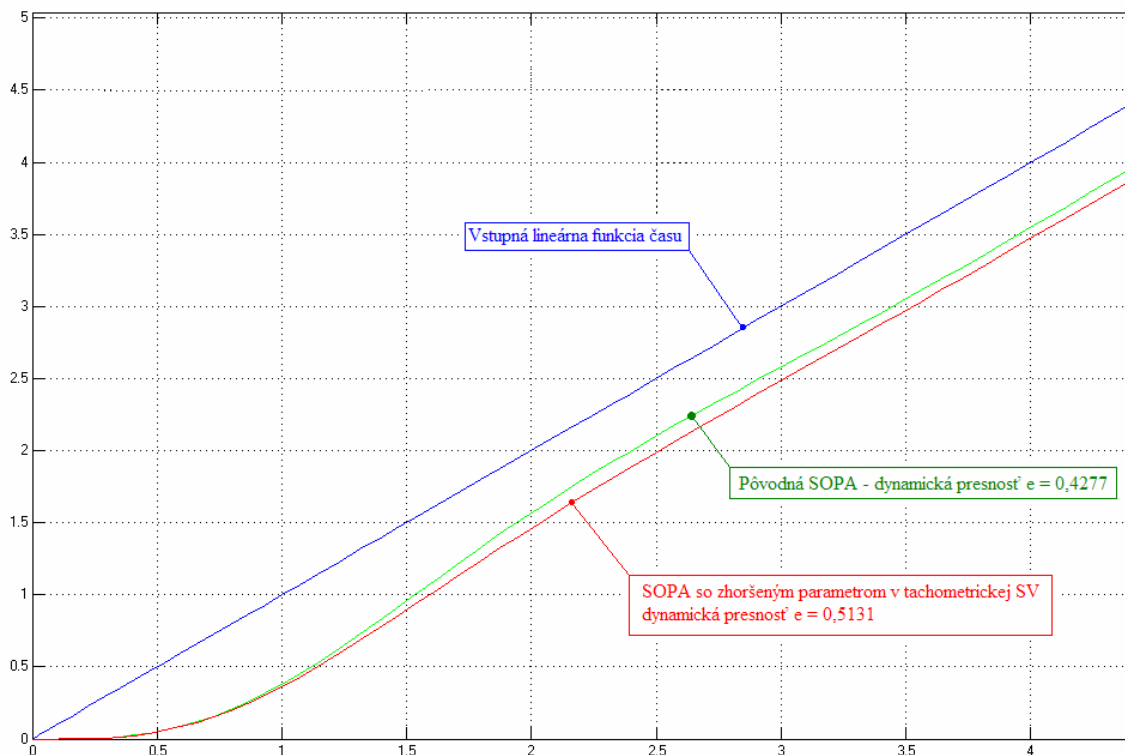
Obrázok 14: Prechodová charakteristika systému PRJ v azimute



## Dynamická charakteristika PRJ

Dynamická charakteristika je získaná na základe vstupnej monotónne rastúcej funkcie (lineárna funkcia času)<sup>1</sup>. V prípade posudzovania dynamickej charakteristiky celého systému je vstupný signál predstavovaný parametrami pohybu cieľa.

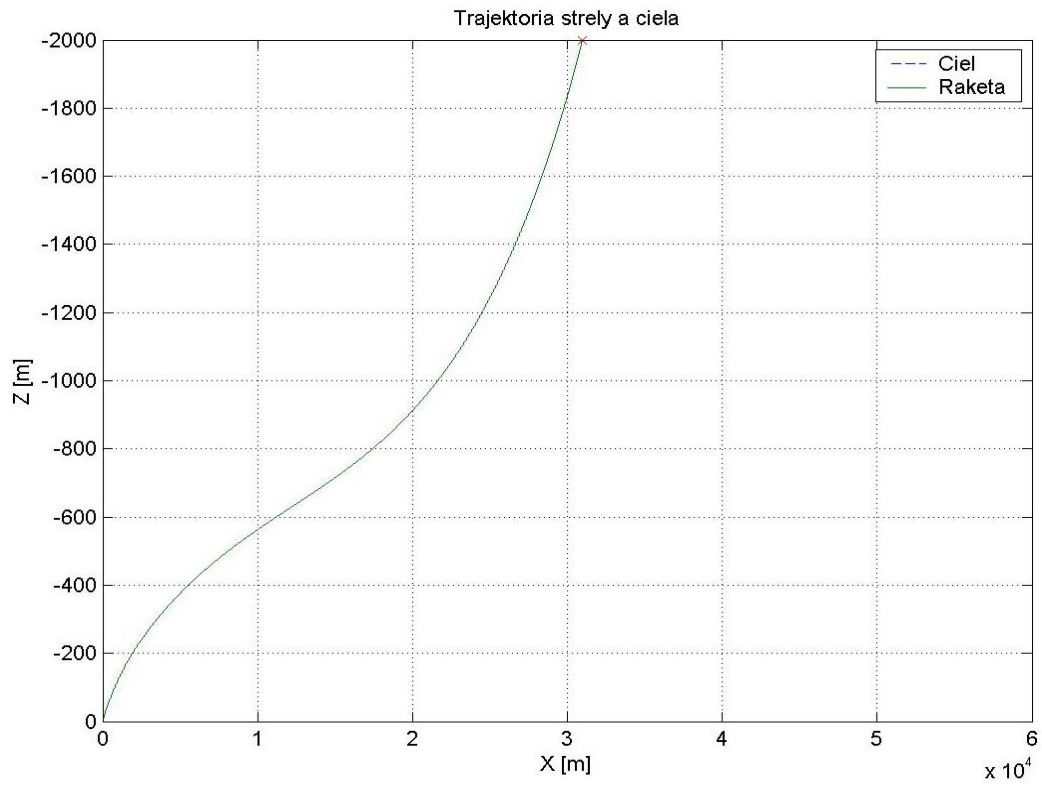
Pre SOPA je dynamická charakteristika zobrazená na obrázku 15. Z uvedeného priebehu vyplýva, že systém so zhoršeným parametrami (zosilnenie v rýchlostnej spätnej väzbe – vid'. obrázok 15, červenou farbou), ktorý v prípade statického vstupného signálu vykazoval lepšie parametre ako pôvodný systém (vid'. obrázok 12), má v dynamike zhoršenú presnosť sledovania vstupného signálu.



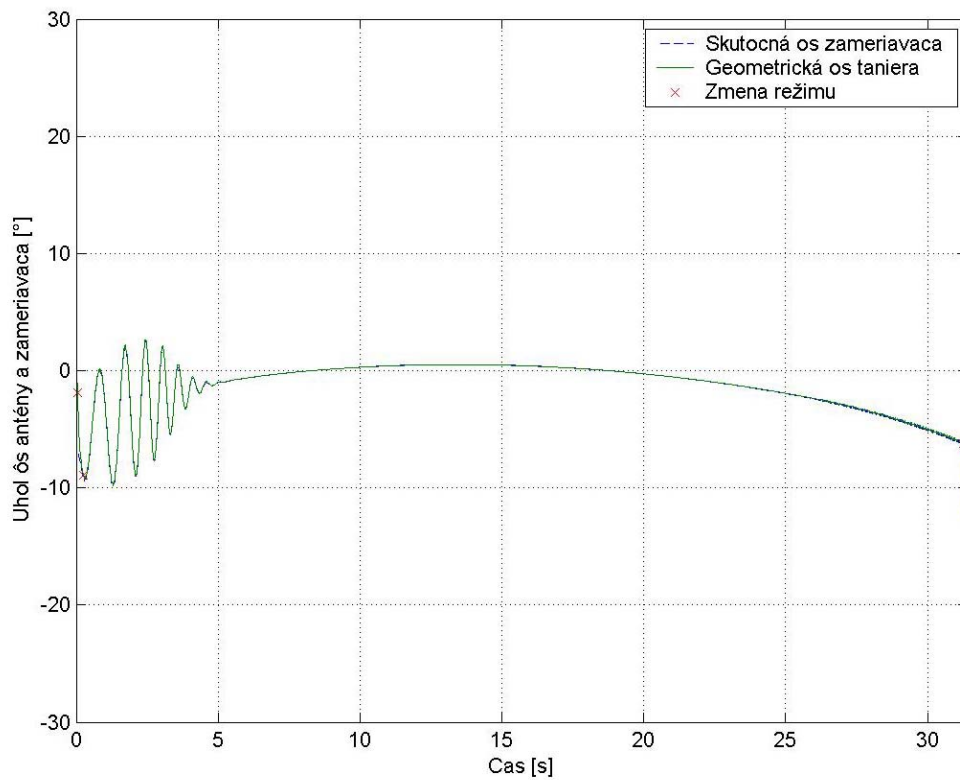
Obrázok 15: Výstup SOPA na vstupnú lineárnu funkciu času

Dôležitejšou charakteristikou v dynamike je odozva celého systému vrátane rakety. V tomto prípade sa vyhodnocuje presnosť a doba navedenia rakety na cieľ. Zároveň je tu možnosť získania ďalších údajov ako trajektória rakety, jej rýchlostná charakteristika, uhol sklonu riadiacich prvkov rakety (krídiel) počas navedenia a priebeh natočenia antény samonavádzacej hlavice a jej elektrickej osi počas letu rakety. Ďalej model nám umožňuje vyhodnocovať také údaje ako priebeh požadovaného a modelom realizovaného normálového zrýchlenia, alebo uhol sklonu medzi palubnou a rýchlostnou súradnicovou sústavou.

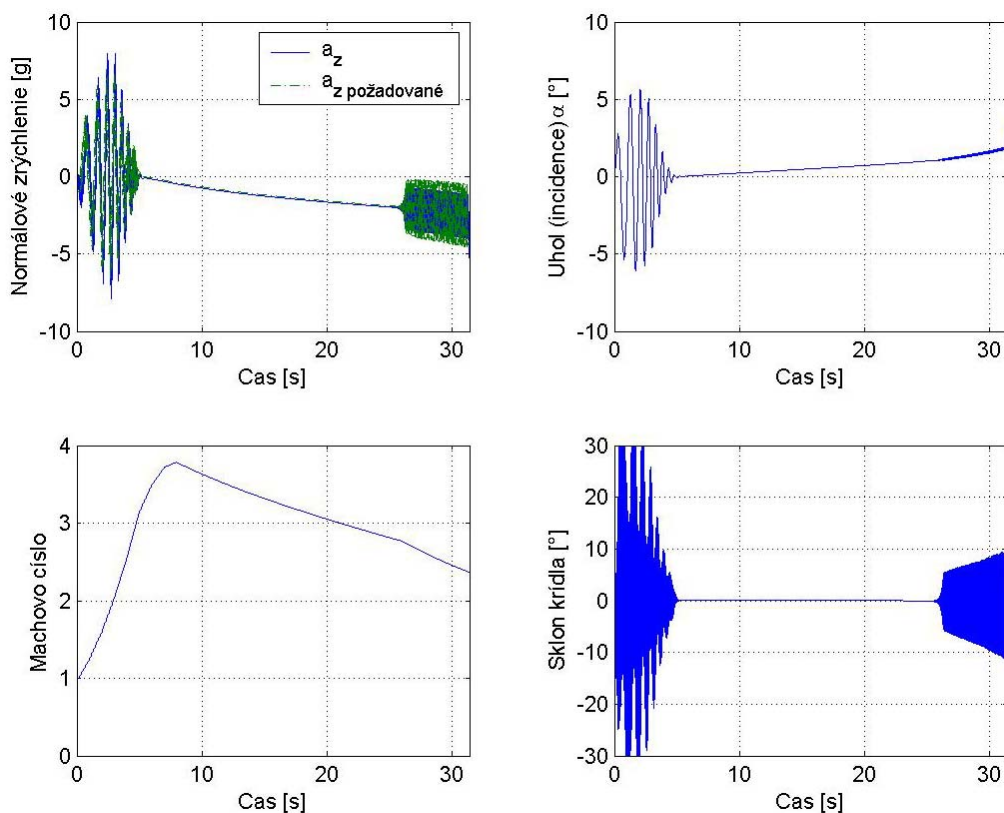
<sup>1</sup> V odbornej literatúre nazývaný aj ako „rýchlostný signál“.



Obrázok 16: Zobrazenie dráhy rakety



Obrázok 17: Vyhodnotenie skreslenia uhlu nameraného SNH



Obrázok 18: Grafické znázornenie letových údajov rakety

## 4 Záver

Model PRJ, ktorý je v uvedenom článku popisovaný, tvorí súčasť komplexného modelu automatizovaného systému velenia a riadenia. Ten je zhrnutý do špeciálneho toolboxu, v ktorom sú definované jednotlivé súčasti celého automatizovaného systému, ako veliteľské stanoviská, prenosové trasy, generátor vstupných dát, atď. Na uvedenom modeli boli vykonané simulácie zostreľovania cieľov, pričom sa predpokladala konštantná veľkosť efektívnej odrazovej plochy  $\sigma_{odr}$ , vodorovná diaľka cieľa bola 255 km, azimut  $0^\circ$  a výška cieľa 2000 m. Uvedené ciele boli zdetekované a spracované automatizovaným systémom velenia a riadenia, ktorý ich prideliť protiletadlovej palebnej jednotke, predstavovanej popisovaným modelom. Výsledkom simulácie boli upresnené časové údaje podriadenej palebnej jednotky v rámci cyklu strelby. Tie však z dôvodu utajenia nemôžu byť zverejnené. Na zostavenie modelu boli vykonané merania priamo na vojenskej technike. Samotný model počas inicializácie nahráva 62 parametrov charakterizujúcich systém pomocou inicializačného m - súboru. Okrem týchto parametrov sú mnohé údaje už vopred nastavené. Len pre SOPA je to 30 parametrov. Zároveň niektoré časti modelu boli navrhnuté tak, aby pomocou špeciálnych AD/DA prevodníkových kariet (AD 512, MF 614) [7] umožňovali realizovať HIL – simuláciu.

## Referencie

- [1] KUPČÁK, D.: *Antény radiolokátorů pro řízení letového provozu*. Díl I. Teoretické základy šíření a vyzářování elektromagnetických vln. Pardubice, 1986.
- [2] ŠPIRKO, Š. – BOKA, L. – VARGA, D.: *Súbor otázok a odpovedí zo základov rádiolokácie a rádioelektronického boja*. Liptovský Mikuláš: Vojenská akadémia v Liptovskom Mikuláši, 1999.
- [3] HAMTIL, I. – TESAŘ, J.: *Řízení letu raket*. Brno: VA Brno, 1991.

- [4] LAKOTA, B. – STANÍK, P.: *Základy konštrukcie navigačných systémov I*. Liptovský Mikuláš: Vojenská akadémia v Liptovskom Mikuláši, 1997. 169 s.
- [5] MRACEK, C. – CLOUTIER, J. R.: *Full Envelope Missile Longitudinal Autopilot Design Using the State-Dependent Riccati Equation Method*. AIAA-97-3767, august 1997.
- [6] The Math Works Inc.: Aerospace Blockset User's Guide. Internet: <http://www.mathworks.com>, júl 2002.
- [7] HUMUSOFT: Extended real time toolbox. Popis produktu. Internet: <http://www.humusoft.cz/rt/indexcz.htm>, on-line dokument vo formáte HTML.
- 

Ing. Zsolt PASTOREK

Národná akadémia obrany maršala Andreja Hadika, Liptovský Mikuláš  
pastorek@nao.sk

doc. Ing. Zdislav EXNAR, CSc.

Detašované pracovisko Elektrotechnickej fakulty Žilinskej univerzity, Liptovský Mikuláš  
exnar@lm.utc.sk