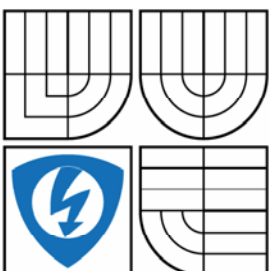


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA ELEKTROTECHNIKY A KOMUNIKAČNÍCH
TECHNOLOGIÍ

ÚSTAV AUTOMATIZACE A MĚŘICÍ TECHNIKY

FACULTY OF ELECTRICAL ENGINEERING AND COMMUNICATION
DEPARTMENT OF CONTROL AND INSTRUMENTATION

KONVENČNÍ A ADAPTIVNÍ METODY NASTAVENÍ PARAMETRŮ REGULÁTORU PRO ŘÍZENÍ LETOVÉ VÝŠKY LETADLA S POHYBLIVOU POZICÍ TĚŽIŠTĚ V PROSTŘEDÍ MATLAB - SIMULINK

METHODS FOR PARAMETERS SETTING OF CONTROLLER BY PLANE WITH FLIGHT
CONTROL WITH FLOATING LEVEL CENTRE IN MATLAB-SIMULINK

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. KATARÍNA NÁGLOVÁ

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. PETR PIVOŇKA, CSc.

BRNO 2013



VYSOKÉ UČENÍ
TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta elektrotechniky
a komunikačních technologií

Ústav automatizace a měřicí techniky

Diplomová práce

magisterský navazující studijní obor
Kybernetika, automatizace a měření

Studentka: Bc. Katarína Náglová

ID: 123403

Ročník: 2

Akademický rok: 2012/2013

NÁZEV TÉMATU:

Konvenční a adaptivní metody nastavení parametrů regulátoru pro řízení letové výšky letadla s pohyblivou pozicí těžiště v prostředí MATLAB - Simulink

POKYNY PRO VYPRACOVÁNÍ:

Pro zadaný model letadla navrhnete automatický systém udržení výšky letadla pro případ změny polohy těžiště letounu. Identifikujte maximální možný rozsah změny polohy těžiště, pro který systém letadlo - regulátor zůstává stabilní, a tento rozsah porovnejte s maximálním možným rozsahem pro systém letadlo bez regulátoru. Nastavení parametrů autopilota proveďte pomocí konvenčních a adaptivních metod (pevně nastavený PID regulátor / adaptivní nastavení).

DOPORUČENÁ LITERATURA:

ROSKAM, J.: Airplane flight dynamics and automatic flight controls. DARcorporation, 2001

PIVOŇKA, P.: Optimalizace regulátorů. VUT Brno, skriptum, 2005.

PIVOŇKA, P.: Číslíková řídicí technika, VUT Brno, skriptum, 2003

BOBÁL, V. a kol.: Praktické aspekty samočinně se nastavujících regulátorů. VUTIUM, Brno, 1999.

Termín zadání: 11.2.2013

Termín odevzdání: 20.5.2013

Vedoucí práce: prof. Ing. Petr Pivoňka, CSc.

Konzultanti diplomové práce: Ing. Jan Tomáš, Ph.D.

doc. Ing. Václav Jirsík, CSc.

Předseda oborové rady

UPOZORNĚNÍ:

Autor diplomové práce nesmí při vytváření diplomové práce porušit autorská práva třetích osob, zejména nesmí zasahovat nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a musí si být plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č.40/2009 Sb.

Abstrakt

Diplomová práca je zameraná na riadenie výšky letu lietadla v prípade zmeny polohy ťažiska počas letu. V teoretickej časti sú popísané základy aerodynamiky, ktoré sú nevyhnutné pre pochopenie správania sa lietadla a možností jeho ovládania. Ďalej sú uvedené základné matematické rovnice, ktoré boli podkladom pre spracovanie modelu nelineárneho lietadla. V druhej polovici teoretickej časti sú spomenuté základy stavovej teórie a stability systémov. Na túto časť nadväzujú možnosti využitia niektorých z adaptívnych či konvenčných metód pre nastavenie parametrov regulátora.

V praktickej časti sú uvedené postupy návrhov jednotlivých parametrov regulátora pre udržanie letových veličín - autopilotov. Základným krokom je schopnosť systému určiť aktuálnu polohu ťažiska a na základe tejto informácie prispôbiť konštanty vybraného regulátora pre udržanie konštantnej letovej výšky. Takto navrhnutý systém riadenia v prípade zmeny polohy ťažiska počas letu je otestovaný na nelineárnom modeli, ktorý lepšie reprezentuje skutočné podmienky

Klíčová slova

autopilot, ťažisko, adaptívne riadenie, fuzzy, výška letu

Abstract

The thesis is focused on aircraft flight level control in case when the location of center of gravity changes during flight. The theoretical part of the thesis describes basics of aerodynamics, which are necessary to understand airplane's behavior and its control theory. Basics of state theory and stability of systems, as it is used for design of linear model. This part also mentions mathematical equations of nonlinear model of business jet and discusses conventional and adaptive methods used to design autopilot parameters.

Several autopilots were designed in practical part of the thesis. The most important part is the logic used to determine location of center of gravity of the airplane. The models use nonlinear model of an airplane that better represents the real environment and conditions.

Keywords

autopilot, center of gravity, adaptive control, fuzzy, flight level

Bibliografická citace:

NÁGLOVÁ, K. *Konvenční a adaptivní metody nastavení parametrů regulátoru pro řízení letové výšky letadla s pohyblivou pozicí těžiště v prostředí MATLAB - Simulink*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2013. 73 s. Vedoucí diplomové práce prof. Ing. Petr Pivoňka, CSc.

Prohlášení

„Prohlašuji, že svou diplomovou práci na téma Konvenční a adaptivní metody nastavení parametrů regulátoru pro řízení letové výšky letadla s pohyblivou pozicí těžiště v prostředí MATLAB – Simulink jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené diplomové práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této diplomové práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č. 40/2009 Sb.

V Brně dne: **17. května 2013**

.....
podpis autora

Poděkování

Děkuji vedoucímu diplomové práce Prof. Ing. Petru Pivoňkovi, CSc. a konzultantovi diplomové práce Ing. Janu Tomášovi, Ph.D. za účinnou metodickou, pedagogickou a odbornou pomoc a další cenné rady při zpracování mé diplomové práce.

V Brně dne: **17. května 2013**

.....
podpis autora

Obsah

1	Základy aerodynamiky	10
1.1	Sily pôsobiace na lietadlo.....	10
1.2	Riadiace plochy lietadla	11
1.3	Letové veličiny a ich značenie	11
1.4	Súradnicové systémy.....	13
1.5	Prevod zo zemskej do lietadlovej súradnicovej sústavy	14
1.6	Prevod z aerodynamickej do lietadlovej sústavy	15
2	Matematický popis lietadla	15
2.1	Uvažované predpoklady.....	15
2.2	Pohybové rovnice.....	16
2.3	Silové rovnice lietadla.....	17
2.4	Momentové rovnice lietadla.....	17
2.5	Kinematické rovnice lietadla.....	18
2.6	Linearizácia rovníc lietadla	18
2.7	Pozdĺžny pohyb lietadla	19
2.8	Vplyv polohy ťažiska v lietadle	19
3	Stavový popis systému	20
3.1	Stabilita spojitých lineárnych systémov	20
4	Konvenčné metódy nastavenia parametrov regulátora.....	21
4.1	PID regulátory.....	21
4.2	Ziegler – Nicholsova metóda	22
5	Adaptívne prístupy v riadení	23
5.1	Samočinne sa nastavujúce regulátory	23
5.2	Riadenie s referenčným modelom.....	24
6	Základy fuzzy logiky.....	25
6.1	Fuzzy množiny a lingvistické premenné.....	26
6.2	Operácie s fuzzy množinami.....	26
6.3	Interferenčné pravidlá	27
6.4	Defuzzifikácia	27
6.5	Fuzzy modely.....	28
7	Zadaný model lietadla	28
7.1	Analýza stability modelu lietadla.....	32
7.2	Vyváženie lietadla.....	33

8	Použitie konvenčných metód pre návrh parametrov regulátora	34
8.1	Návrh autopilotu pre udržanie uhlu pozdĺžneho sklonu.....	34
8.2	Návrh autopilotu pre udržanie konštantnej rýchlosti – PI regulátor	38
8.3	Návrh autopilotu pre udržanie konštantnej výšky.....	42
9	Analýza vplyvu polohy ťažiska na daný model lietadla.....	45
10	Určenie aktuálnej polohy ťažiska na základe fuzzy logiky	48
11	Udržanie konštantnej výšky lietadla pri zmene polohy ťažiska	55
11.1	Príklad riešenia pre $dCG = 0,5$ m.....	55
11.2	Príklad riešenia pre $dCG = 2$ m.....	59
11.3	Príklad riešenia pre $dCG = 3$ m.....	62
11.4	Reakcia systému na turbulencie	65
12	Záver.....	70

Úvod

Prvé motorové lietadlo v roku 1903 postavili bratia Wrightovci. V roku 1914 bol vyvinutý prvý automatický systém na riadenie výšky lietadla a priameho letu. V súčasnosti je letecký priemysel jeden z najrýchlejších rozvíjajúcich sa. Vysoké nároky na rýchlosť, bezpečnosť a nízku cenu sú hnacou silou výskumu. Vývoj samotného lietadla je však dlhodobý proces, trvá aj viac ako 10 rokov. Bežné ovládanie lietadiel je nahrádzané systémom fly by wire, kde je lietadlo riadené elektronicky. Táto a ďalšie inovácie umožňujú čoraz vyšší stupeň automatizácie celého riadiaceho systému a vznikajú otázky možnosti adaptívneho riadenia lietadiel.

Na pozdĺžnu stabilitu lietadla má vplyv poloha niekoľkých významných bodov. Jedným z nich je poloha ťažiska lietadla. Poloha ťažiska má povolený rozsah definovaný pre každý typ lietadla a pri nakladaní batožinového priestoru sa musí striktno dodržiavať. Existuje niekoľko systémov na zistenie polohy ťažiska na zemi pred vzlietnutím. Ďaleko zaujímavejšia je však oblasť, keď sa ťažisko zmení počas letu. Toto môže byť spôsobené napríklad uvoľnením nadmerného nákladu v batožinovom priestore ale aj presunom celej skupiny cestujúcich. Takýchto nehôd sa stalo už niekoľko a mali katastrofálne následky. Jedna z kurióznějších bola, keď sa v batožinovom priestore podarilo krokodílovi dostať z jeho kletky a spôsobil paniku medzi cestujúcimi. V takýchto prípadoch zaberie pilotovi dosť času to, kým príde na to, čo sa deje. Kým sa dostane k riešeniu situácie, môže byť neskoro. Posun ťažiska za povolený rozsah vedie k strate stability lietadla a stroj sa stáva neovládateľný. V prípade, že riadiaci systém lietadla by bol prispôsobený na takéto zmeny reagovať, znížila by sa psychická záťaž na pilota a zvýšila bezpečnosť letu.

Diplomová práca je rozdelená na dve časti. V teoretickej časti sa budeme venovať základom aerodynamiky, ktoré sú nevyhnutné pre pochopenie správania sa modelu lietadla. Ďalej sa budeme venovať matematickému popisu lietadla a základom teórie riadenia. Adaptívnym prístupom sme riešili otázku odhadu aktuálnej polohy ťažiska za letu a to konkrétne pomocou fuzzy logiky, ktorej teórií je tiež venovaná časť.

V praktickej časti sa budeme venovať popisu zadaného modelu a presným návrhom jednotlivých riadiacich systémov. Uvedieme pravidlá, ktoré viedli k nastaveniu fuzzy systému pre odhad aktuálnej polohy ťažiska. Ďalej je uvedená analýza a overenie navrhnutých auto pilotov na lineárnom aj nelineárnom modeli lietadla. V závere sa budeme venovať zhodnoteniu výsledkov.

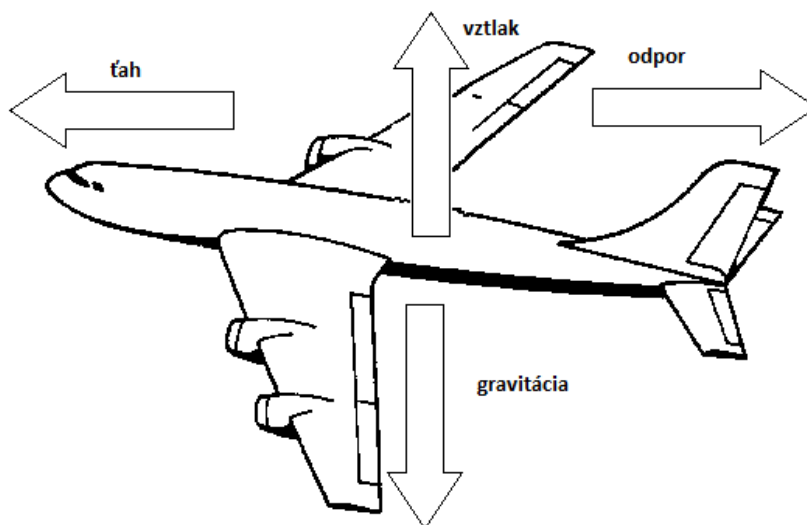
1 ZÁKLADY AERODYNAMIKY

1.1 Sily pôsobiace na lietadlo

Pohyb lietadla v atmosfére je určený nasledujúcimi silami:

- Ťahová (propulzná sila)
- Vztlaková sila
- Gravitačná sila
- Sila odporu prostredia

Ich vzájomné pôsobenie je znázornené na Obr. 1-1.



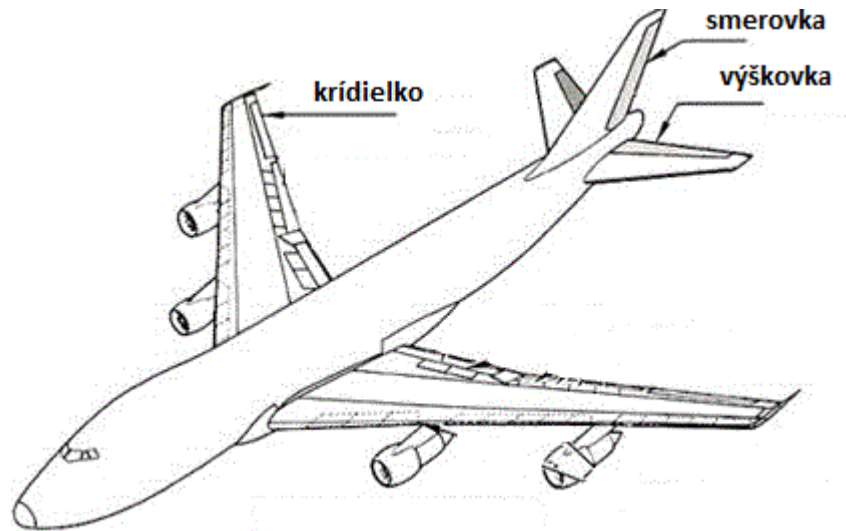
Obr. 1-1: Sily pôsobiace na lietadlo

Ťahová sila je sila generovaná pohonnými jednotkami. Pohonnou jednotkou je energetické zariadenie na palube lietadla, ktoré je schopné premieňať chemickú energiu spaľovaním na tepelnú energiu. Silou pôsobiacou opačným smerom je odpor prostredia. Je to aerodynamická sila, ktorej veľkosť závisí na tvare a rýchlosti lietadla. Ďalšou vzájomne opačne pôsobiacou dvojicou síl je gravitačná a vztlaková sila. Gravitačná sila má vždy smer ku stredu Zeme a jej veľkosť je závislá na celkovej hmotnosti lietadla. Váha lietadla je rozmiestnená po celej ploche zvyčajne rovnomerne. Často krát je pre matematické riešenie problémov zavedený predpoklad, že váha lietadla je sústredená v jednom bode – v ťažisku. Tento predpoklad umožňuje pozeráť sa na dynamiku lietadla ako na dynamiku hmotného bodu. Opačne pôsobiacou silou je vztlaková sila. Závisí okrem iného aj na tvare, veľkosti a rýchlosti lietadla. Je generovaná pohybom lietadla atmosférou.

V prípade, že všetky tieto sily budú v rovnováhe, pohyb lietadla bude rovnomerný.

1.2 Riadiace plochy lietadla

Pohyb lietadla v atmosfére chceme ovládať. Z tohto dôvodu sú na lietadle riadiace plochy, ktorými meníme rozloženie pôsobiacich síl a momentov.



Obr. 1-2: Riadiace plochy lietadla

Primárne riadiace plochy lietadla tvoria krídelka a smerové a výškové kormidlo. Okrem toho existujú aj ďalšie pomocné riadiace plochy – klapky, brzdiace klapky, spojler a ďalšie. Nie sú však pravidlom pri všetkých typoch lietadiel a v tejto práci nie je potrebné uvažovať ich vplyv. Všetky tri typy plôch sú klopené – môžeme ich vychýľovať do potrebnej polohy. Natočením jednotlivých riadiacich plôch ovládame smer a výšku letu.

Krídelka sú umiestnené na krídlach lietadla. Uhol, na ktorý sú vychýlené mení rozloženie pôsobiacej vztlakovej sily. Výsledkom je pohyb lietadla okolo osi x. Tento pohyb sa označuje pojmom valenie.

Výškové kormidlo je vodorovná riadiaca plocha umiestnená na chvoste lietadla. Služi na ovládanie pohybu okolo laterálnej osi. Pohybu hovoríme klonenie.

Smerové kormidlo riadi pohyb lietadla do strán, teda okolo vertikálnej osi. Je to zvislá plocha umiestnená na chvoste lietadla. Pohyb sa nazýva zatáčanie.

1.3 Letové veličiny a ich značenie

Tak ako v iných priemyselných oblastiach aj v leteckom priemysle sa používa určité štandardizované názvoslovie podľa existujúcich noriem. Toto názvoslovie je presne dané, preto je obsah nasledujúcich tabuliek prevzatý z literatúry [5].

Tabuľka 1-1: Letové veličiny a ich značenie

		Značenie v oblasti noriem			
		ISO	GOST	Názov	
Letové veličiny	Súradnicové osy	x	x	pozdlžna	longitudinal
		y	z	priečna	lateral
		z	-y	kolmá	normal
	Polohové uhly	θ	ϑ	pozdlžny sklon	pitch angle
		ϕ	γ	priečny náklon	roll/bank angle
		ψ	ψ	kurz	yaw angle
	Uhly ofukovania	α	α	uhol nábehu	angle of attack
		β	β	uhol vybočenia	sideslip angle
	Uhlové rýchlosti/derivácie	$p = \omega_x \cong \dot{\phi}$	$\omega_x \cong \dot{\gamma}$	klonenie	roll rate
		$q = \omega_y \cong \dot{\theta}$	$\omega_z \cong \dot{\vartheta}$	klopenie	pitch rate
		$r = \omega_z \cong \dot{\psi}$	$\omega_y \cong \dot{\psi}$	zatačanie	yaw rate
	Lineárne zrýchlenie	a_z	a_y	normálové	
		a_y	a_z	stranové	

Tabuľka 1-2 uvádza zložky aerodynamických síl a momentov spolu s elementárnymi vzťahmi.

Tabuľka 1-2: Zložky aerodynamických síl a momentov

	Značenie v oblasti noriem			
	ISO	GOST		
Sily	$X, D = q \cdot S \cdot C_D$	$X = q \cdot S \cdot c_x$	odporová sila	drag
	$Z, L = q \cdot S \cdot C_L$	$Y = q \cdot S \cdot c_y$	vztlaková sila	lift
	$Y = q \cdot S \cdot C_Y$	$Z = q \cdot S \cdot c_z$	stranová sila	sideforce
Momenty	$M_x, \bar{L} = q \cdot S \cdot b \cdot C_l$	$M_x = q \cdot S \cdot l \cdot m_x$	klonivý moment	rolling moment
	$M_z, N = q \cdot S \cdot b \cdot C_N$	$M_y = q \cdot S \cdot l \cdot m_y$	zatačavý moment	yawing moment
	$M_y, M = q \cdot S \cdot c \cdot C_M$	$M_y = q \cdot S \cdot b_{SAT} \cdot m_z$	klopivý moment	pitching moment

	Značenie v oblasti noriem			
	ISO	GOST		
Uhol sklonu trajektórie letu	$\gamma = \theta - \alpha$	$\theta = \vartheta - \alpha$	vo vertikálnej rovine	flight path angle
	$\gamma_s = \psi - \beta$	$\theta_s = \psi - \beta$	v horizontálnej rovine	
Výchylky kormidiel	δ_e, η	δ_v	výškovka	elevator
	δ_a, ξ	δ_k	kridelka	aileron
	δ_r, ζ	δ_s	smerovka	rudder

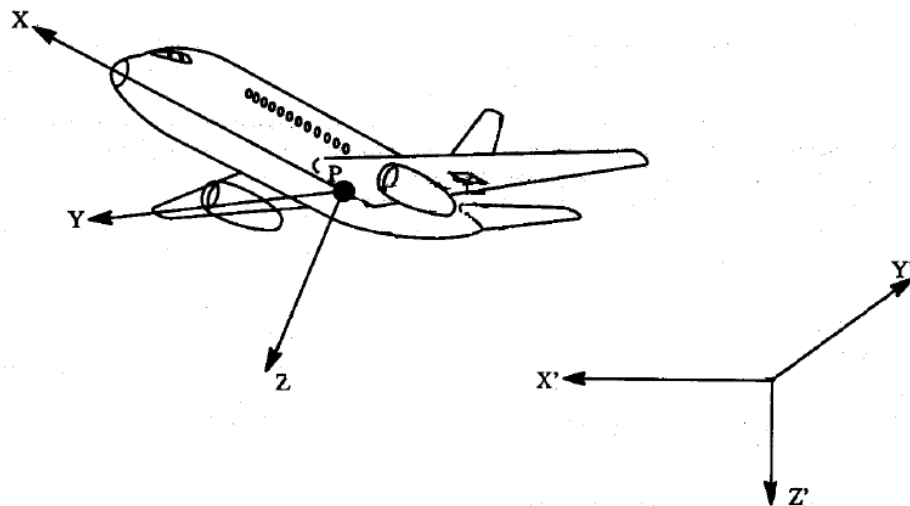
Pre účely diplomovej práce bude ďalej používaná len norma ISO. [5]

1.4 Súradnicové systémy

Pohyb lietadla vzťahujeme k pravouhlému súradnicovému systému, ktorý je tvorený počiatkom a pozdĺžnou, priečnou a kolmou osou. V súčasnosti prevažuje používanie súradnicového systému podľa normy ISO, kde kladný smer kolmej osy smeruje dolu.

Pri vyjadrení dynamiky a kinematiky letu používame tri základné súradnicové systémy. Zemská súradnicová sústava je zobrazená na Obr. 1-3, označená $X'Y'Z'$. Považuje sa za inerciálnu – platia v nej Newtonove pohybové zákony pomocou, ktorých je odvodený matematický model pohybu lietadla. Je pevne spojená so zemským povrchom. Môže byť orientovaná podľa svetových strán alebo jej pozdĺžna os je orientovaná vzhľadom k dráhe letu.

Na Obr. 1-3 je znázornená aj lietadlová súradnicová sústava, označená XYZ. Jej os X je totožná s pozdĺžnou osou lietadla a smeruje dopredu. Kladná priečna osa leží v pravom krídle lietadla. Je to telesová sústava, pevne zviazaná s lietadlom a počiatkom v ťažisku lietadla.



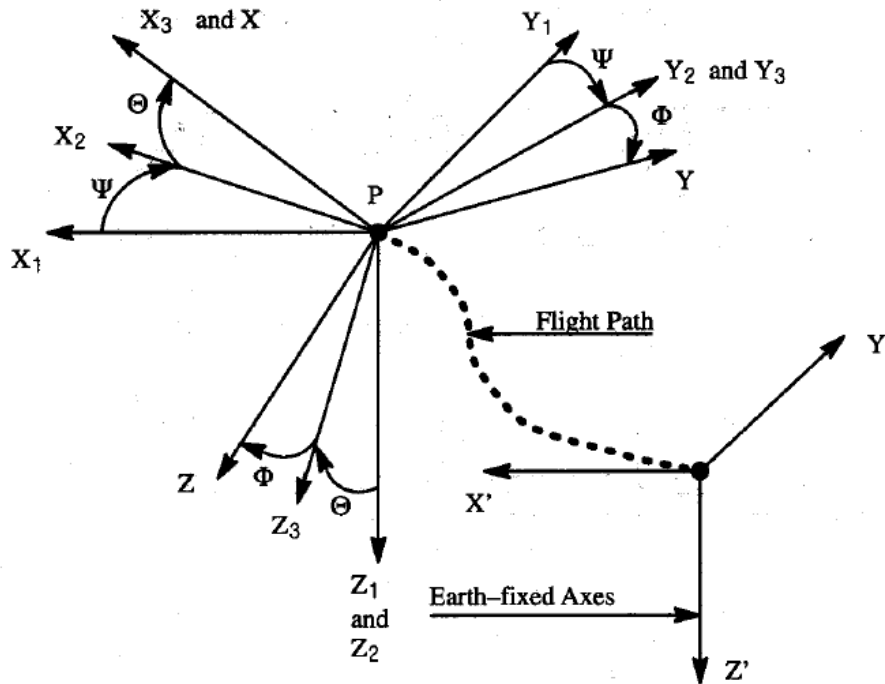
Obr. 1-3: Zemská a lietadlová súradnicová sústava [1]

1.5 Prevod zo zemskej do lietadlovej súradnicovej sústavy

Na Obr. 1-4 je zobrazený Zemský súradnicový systém $X'Y'Z'$ a lietadlový súradnicový systém XYZ . Ich vzájomný vzťah je možné popísať pomocou Eulerových uhlov, ktoré získame pootočením Zemskej súradnicovej sústavy do lietadlovej.

Bod P označuje ťažisko lietadla, okolo ktorého budeme jednotlivé súradnicové sústavy otáčať. Stred zemskeho súradnicového systému posunieme do stredu lietadloveho súradnicového systému (bod P). Posunutý systém pomenujeme $X_1Y_1Z_1$. Pootočením súradnicového systému $X_1Y_1Z_1$ okolo osi Z_1 získame uhol zatáčania ψ . Nový pootočený súradnicový systém o uhol ψ sa označí $X_2Y_2Z_2$. Systém $X_2Y_2Z_2$ otočíme okolo osi Y_2 . Systém je pootočený o uhol θ , ktorý sa nazýva uhol pozdĺžneho sklonu. Pootočením vznikol nový súradnicový systém $X_3Y_3Z_3$, ktorý otočíme okolo osi X_3 o uhol ϕ nazývaný uhol priečneho klonenia. Po otočení systému $X_3Y_3Z_3$ o uhol ϕ získame lietadlový súradnicový systém XYZ .

Pomocou zavedených Eulerových uhlov môžeme popísať vzťahy medzi zložkami rýchlosti v súradnicovom systéme XYZ a $X'Y'Z'$. V literatúre [1] sú pre tento účel odvodené transformačné matice. Pomocou týchto matíc dostaneme kinematické rovnice lietadla.



Obr. 1-4: Orientácia lietadla pomocou Eulerových uhlov [1]

1.6 Prevod z aerodynamickej do lietadlovej sústavy

Pootočením aerodynamickej sústavy do lietadlovej sústavy dva krát získame uhly ofukovania. Prvým pootočením okolo kolmej osy do roviny symetrie lietadla získame uhol vybočenia β . Ďalším otočením nového súradnicového systému okolo osi y lietadlovej súradnicovej sústavy o uhol nábehu α dosiahneme jeho splynutie s lietadlovou súradnicovou sústavou. [5]

2 MATEMATICKÝ POPIS LIETADLA

V tejto diplomovej práci sa nebudeme venovať presnému odvodeniu pohybových rovníc, nie je to jej cieľom. Je však dôležité si pripomenúť ako a z čoho rovnice vznikli, aký majú význam ich jednotlivé členy. Detailné odvodenie je možné nájsť v literatúre [1] alebo [5]. Rovnice boli odvodené za bežne používaných predpokladov uvedených v nasledujúcej kapitole.

2.1 Uvažované predpoklady

Pri odvodení pohybových rovníc lietadla vychádzame z druhého Newtonového pohybového zákona. Z toho vyplýva, že sila, ktorá pôsobí na lietadlo, je časovou zmenou jeho hybnosti. Ešte pred samotným odvodením je ale potreba zaviesť nasledujúce predpoklady:

- Lietadlo považujeme za tuhé teleso. Je možné ho popísať diferenciálnymi rovnicami
- Gravitačné zrýchlenie je konštantné
- Vplyv rotačných častí lietadla zanedbávame
- Hustotu lietadla považujeme za časovo konštantnú – zanedbávame pohyb paliva v nádrži
- Hmotnosť lietadla je časovo konštantná - neuvažujeme spotrebu paliva. Ďalším predpokladom pre zanedbanie je, že zmena celkovej hmotnosti lietadla nesmie prekročiť 5% celkovej hmotnosti v časovom intervale 30 – 60 sekúnd. Tento predpoklad je pre civilné lietadlá zvyčajne splnený
- Zemská súradnicová sústava je inerciálna, neuvažujeme Coriolisove sily
- Vektor ťahu motora je rovnobežný s pozdĺžnou osou lietadla
- Hlavná os zotrvačnosti je totožná s lietadlovou súradnicovou sústavou. [1], [5]

2.2 Pohybové rovnice

Za predpokladu, že lietadlo je tuhé teleso môžeme vychádzať z druhého Newtonovho pohybového zákona.

Vonkajšia výsledná pôsobiaca sila:

$$F = \sum F_i = \frac{d}{dt}(mV) = \frac{dh}{dt} = m \frac{dV}{dt} \quad (2.1)$$

Kde

$h = mV$	je hybnosť telesa
m	je celková hmotnosť tuhého telesa
V	je rýchlosť ťažiska tuhého telesa

Podobne pre výsledný pôsobiaci moment:

$$M = \sum M_i = \frac{dH}{dt} = \frac{d}{dt}(I\omega) \quad (2.2)$$

Kde

H	je moment hybnosti telesa
I	je matica momentov zotrvačnosti pohybujúceho sa telesa
ω	je uhlová rýchlosť ťažiska tuhého telesa

Ak lietadlo (tuhé teleso) zviažeme s lietadlovou súradnicovou sústavou, kde ťažisko leží v jej počiatku rovnice (2.1) a (2.2) prejdú na tvar (2.3) a (2.4)

$$F = m \frac{dV}{dt} + m[\varpi \times V] \quad (2.3)$$

$$M = \frac{dH}{dt} + m[\omega \times V] \quad (2.4)$$

V uvedenej vektorovej forme je jasne rozlíšiteľné, že prvý člen je vzťahnutý k lietadlovej súradnicovej sústave. Druhý člen charakterizuje rotačný pohyb lietadla.[5]

2.3 Silové rovnice lietadla

Ďalšie kroky v odvodení silových rovníc lietadla vychádzajú z rovnice (2.3). V prvom kroku sa vyjadri vektorový súčin pomocou smerových vektorov a zložiek uhlovej a posuvnej rýchlosti do jednotlivých os lietadlovej sústavy. Vyjadria sa zvlášť zložky síl v lietadlovej sústave a potom zložky vektoru rýchlosti letu, ktoré sa musia tiež previesť do lietadlovej sústavy (vektor rýchlosti letu je zviazaný s aerodynamickou sústavou). Ďalej vyjadrieme zložky jednotlivých aerodynamických a gravitačných pôsobiacich síl. Výsledné silové rovnice majú potom nasledujúci tvar:

$$F_x = X - mg \sin \theta + m(\dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y) \quad (2.5)$$

$$F_y = Y + mg \cos \theta \sin \phi + m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) \quad (2.6)$$

$$F_z = Z + mg \cos \theta \cos \phi + m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) \quad (2.7)$$

Zložky rýchlostí letu sú dané nasledujúcimi vzťahmi:

$$v_x = V \cos \beta \cos \alpha \quad (2.8)$$

$$v_y = V \sin \beta \quad (2.9)$$

$$v_z = V \cos \beta \sin \alpha \quad (2.10)$$

Detailné odvodenie rovníc je uvedené v literatúre [5], [1].

2.4 Momentové rovnice lietadla

Podobne ako v predchádzajúcej kapitole si momentovú rovnicu (2.4) vyjadrieme v zložkách lietadlovej sústavy. Pre jednotlivé zložky elementu momentu hybnosti sa vypočíta vektorový súčin. Vzťahy zintegrujeme cez celú hmotnosť lietadla a dostaneme zložky momentu hybnosti. Za predpokladu, že hlavné osy zotrvačnosti sú totožné s

lietadlovou súradnou sústavou bude matica I konštantná, symetrická a pozitívne definitná. Rovnice sa značne zjednodušia dostaneme sústavu nelineárnych diferenciálnych rovníc, ktoré popisujú momenty pôsobiace okolo ťažiska. Detailné odvodenie je opäť dostupné v literatúre [5], [1].

$$M_x = I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \quad (2.11)$$

$$M_y = I_y \dot{q} - (I_z - I_x)rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \quad (2.12)$$

$$M_z = I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + rp) - I_{zx}(\dot{p} - qr) \quad (2.13)$$

2.5 Kinematické rovnice lietadla

Kinematické rovnice vyjadrujú vzťah medzi uhlovými rýchlosťami v lietadlovej sústave a deriváciami Eulerových uhlov.

$$\omega_x = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (2.14)$$

$$\omega_y = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (2.15)$$

$$\omega_z = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \quad (2.16)$$

2.6 Linearizácia rovníc lietadla

Silové, momentové aj kinematické rovnice lietadla, ktoré popisujú pohyb lietadla atmosférou sú nelineárne. Ich analytické riešenie by bolo časovo náročné a komplikované na výpočet. Pre využitie týchto rovníc v automatickom riadení sa rovnice linearizujú v určitých referenčných podmienkach. Zavedieme odchýlkove rovnice. Predpokladáme, že lietadlo sa pohybuje v malých odchýlkach okolo referenčných podmienok.

Uvažujeme predpoklad malých veličín, z čoho vyplýva:

$$\sin \alpha = \alpha \quad (2.17)$$

$$\cos \alpha = 1$$

Ďalej je potreba linearizovať aerodynamické sily a momenty pomocou Taylorového rozvoja. Na počte členov rozvoja bude závisieť presnosť výsledného matematického modelu, pri čom sa obmedzíme len na členy prvého rádu. V tomto kroku sa zavádzajú aerodynamické derivácie, ktoré vyjadrujú odchýlky síl a momentov. Detailne odvodenie nájdeme v literatúre [5]

Pre analýzu pohybu lietadla sa v nasledujúcich krokoch vyššie uvedené rovnice rozdeľujú na rovnice popisujúce pozdĺžny a stranový pohyb. Pre potreby diplomovej práce sa budeme venovať len pozdĺžnemu pohybu.

2.7 Pozdĺžny pohyb lietadla

Po lineárizácií a krokoch spomenutých v (2.6) a detailne v [5] dostaneme nasledujúci tvar rovníc. Pozdĺžny pohyb lietadla je charakterizovaný dvomi silovými a jednou momentovou rovnicou.

$$m\Delta\dot{u} - X^u\Delta u - X^w\Delta w + mg \cos \theta_0\Delta\theta = X^{\delta_T} + X^{\delta_V} \quad (2.18)$$

$$\begin{aligned} & -Z^u\Delta u - Z^w\Delta w - Z^{\dot{w}}\Delta\dot{w} + m\Delta\dot{w} - mu_0\Delta q - Z^q\Delta q + mg \sin \theta_0\Delta\theta = \\ & = Z^{\delta_T}\Delta\delta_T + Z^{\delta_V}\Delta\delta_V \end{aligned} \quad (2.19)$$

$$-M_y^u\Delta u - M_y^w\Delta w - M_y^{\dot{w}}\Delta\dot{w} - M_y^q\Delta q + I_y\Delta\dot{q} = M_y^{\delta_T}\Delta\delta_T + M_y^{\delta_V}\Delta\delta_V \quad (2.20)$$

Ďalšími matematickými úpravami sa pre zjednodušenie zavedú aerodynamické koeficienty a rovnice prevedieme na bezrozmerné. Pre potreby práce nám postačí tento tvar rovníc. Detaily je možné nájsť v literatúre [5] a [1].

2.8 Vplyv polohy ťažiska v lietadle

Pozdĺžna stabilita lietadla je jednou z jeho najdôležitejších vlastností. Zaručuje schopnosť obnovovať rovnovážnu polohu letu. V prípade, že lietadlo túto schopnosť nemá alebo ju počas letu stratí, je rovnovážny stav veľmi ťažko dosažiteľný a let sa stáva mimoriadne nebezpečným. Na pozdĺžnu stabilitu lietadla majú vplyv tri body, ktorých vzájomná poloha sa určuje pri návrhu lietadla. Sú to aerodynamický stred nosnej plochy, neutrálny bod lietadla a ťažisko lietadla.

Aerodynamický stred nosnej plochy je miesto voči ktorému je súčiniteľ klopivého momentu stály a nezávislý na polohe nosnej plochy voči smeru pohybu. Neutrálny bod je miesto voči ktorému je opäť súčiniteľ klopivého momentu stály, ale zároveň zahŕňa aj vplyvy zmien rýchlostí letu (ak nie, potom je totožný s aerodynamickým stredom). Ťažisko lietadla je pôsobiskom celkovej hmotnosti lietadla. Vzájomné vzdialenosti týchto troch bodov sú základom pozdĺžnej stability. V prípade, že počas letu dôjde k zmene, lietadlo je potreba stabilizovať.

3 STAVOVÝ POPIS SYSTÉMU

Stavový popis je vnútorný popis systému, kde okrem vstupov a výstupov vieme popísať aj vnútorné – stavové premenné. Stavové premenné popisujú vnútornú štruktúru systému a popis je charakterizovaný nasledujúcimi rovnicami:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.1)$$

$$y = Cx + Du \quad (3.2)$$

Kde A je matica vnútorných väzieb systému. Je rozmeru $n \times n$, kde n je rád systému. Nazýva sa často aj systémová matica, alebo matica spätných väzieb. Vyjadruje väzby medzi jednotlivými stavmi v systéme.

B je matica väzieb systému na vstup. Má rozmer $n \times m$, kde m je počet vstupov systému. Vyjadruje závislosť stavov systému na jednotlivé vstupy.

Matica C sa nazýva výstupná matica – matica väzieb výstupov na stavy. Má rozmer $r \times n$, kde r je počet výstupov systému. Popisuje väzby medzi výstupmi a stavmi systému.

Matica D je matica priamych väzieb výstupov na vstupy. Má rozmer $r \times m$. Vo väčšine prípadov je táto matica nulová [6].

3.1 Stabilita spojitéch lineárnych systémov

Medzi základné požiadavky pri riadení akéhokoľvek systému patrí jeho stabilita. Definícia stabilného systému závisí najmä na tom, aký popis systému máme k dispozícii. V diplomovej práci budeme pracovať so stavovým popisom. Pre takto popísaný systém nám bude stačiť riešiť otázku stability na základe vonkajšieho popisu:

Stabilita podľa vonkajšieho popisu

V literatúre [6] je uvedená nasledujúca definícia: Lineárny systém je stabilný vtedy, keď po skončení pôsobenia vstupného (budiaceho) signálu a po skončení prechodného deja sa výstup vráti na pôvodnú hodnotu, ktorú mal pred začiatkom pôsobenia vstupu. Ak systém podľa tejto definície nemôžeme považovať za stabilný existujú dve možnosti: Hodnota výstupu sa neustáli. V tomto prípade systém označíme za nestabilný. Druhá možnosť je, že po skončení pôsobenia vstupného signálu sa systém ustáli na novej hodnote. Potom systém označíme, ako systém na hranici stability. Stabilita systému je teda nezávislá na vstupnom signálu. Pre výstup stabilného systému teda musí platiť:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} y(t) = 0 \quad (3.3)$$

Z tejto definície vyplýva aj všeobecne používaná veta: Lineárny spojité systém je stabilný vtedy, ak všetky jeho póly prenosovej funkcie ležia v ľavej polovine roviny p [6].

Pre vyšetrenie stability systému existujú výpočetné algoritmy – kritéria stability. Tieto umožňujú rozhodnúť o stabilite systému bez toho, aby sme potrebovali vypočítať presné korene charakteristického polynómu. Ich cieľom je zistiť, či korene ležia v ľavej polovine roviny p , bez toho aby sme poznali presnú polohu. Pre tieto účely existuje na príklad Hurwitzovo kritérium alebo Routh – Schurovo kritérium. V diplomovej práci budeme pre zistenie stability systému využívať výpočetné prostriedky. Z tohto dôvodu sa kritériám nebudeme detailnejšie venovať. Ich popis je v literatúre [6].

4 KONVENČNÉ METÓDY NASTAVENIA PARAMETROV REGULÁTORA

4.1 PID regulátory

Prvé PID regulátory začali vznikať už začiatkom 19. Storočia. V roku 1911 E. Sperry prvý krát spojil PID regulátor s gyroskopom a vyrobil autopilot. V roku 1942 bol publikovaný článok od J. G. Zieglera a N. B. Nicholosa o optimálnom nastavovaní automatických regulátorov. V tomto článku bola prezentovaná dodnes používaná metóda pre nastavenie parametrov regulačného obvodu – metóda Ziegler – Nichols.

Základný PID regulátor je daný nasledujúcim vzťahom:

$$u(t) = K \left(e(t) + \frac{1}{T_I} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_D \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (4.1)$$

Kde:

K - zosilnenie PID regulátoru

T_I – integračná časová konštanta

T_D – derivačná konštanta regulátoru

$e(t)$ – regulačná odchýlka, rozdiel medzi požadovanou hodnotou výstupu z procesu a skutočnou hodnotou výstupu

$u(t)$ – výstupná hodnota z regulátoru, akčný zásah

Proporcionálna zložka regulátoru má funkciu jednoduchého zosilňovaču. Je priamo úmerná regulačnej odchýlke. Integračná zložka sa zaviedla kvôli potlačeniu trvalej ustálenej odchýlky. Na druhej strane integračná zložka zhoršuje stabilitu regulačného obvodu a spomaľuje regulačný dej. Derivačná zložka zlepšuje stabilitu a skracuje periódu kmitov. Naopak ak je hodnota derivačnej konštanty príliš veľká, môže vlastnosti regulačného obvodu značne zhoršiť. Za prítomnosti šumu rozkmitáva regulačný obvod a v prípade malej hodnoty, môže zväčšiť kmitanie z dôvodu zmenšenia fázovej bezpečnosti. Ak rozkmitaný akčný zásah ovláda na príklad nejaký ventil, môže dôjsť k rýchlemu opotrebovaniu. Aj preto sa často derivačná zložka vynecháva.

Ak vynecháme niektorú z ďalších zložiek dostaneme nasledujúce často používané kombinácie:

PD – má rýchlejší prechodový dej, ale trvalú ustálenú odchýlku

PI – zvolíme, ak je v obvode šum, ktorý nemôžeme filtrovať (derivačná zložka by rozkmitávala akčný člen)

P – jednoduchý, neodstraňuje vplyv poruchy, ale môže ho zmenšiť.

Samotná I zložka sa nepoužíva pretože výrazne zhoršuje stabilitu a predlžuje prechodový dej. Samotná D zložka sa používa len u MIMO systémov ako pomocná väzba medzi regulačnými obvodmi [3].

Ak na rovnicu (4.1) aplikujeme Laplaceovu transformáciu za nulových počiatkových podmienok dostaneme prenosovú funkciu PID regulátoru:

$$F_R(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K \left(1 + \frac{1}{T_I s} + T_D s \right) = K \left(1 + \frac{1}{T_I s} + \frac{T_D s}{\varepsilon s + 1} \right) \quad (4.2)$$

Časová konštanta sa zavádza pretože realizácia derivačnej časti by bola v rozpore s fyzikálnou realizovateľnosťou. Takto zapísaný spojité PID regulátor môžeme jednoducho realizovať.

Existuje množstvo metód návrhu PID regulátorov. Medzi najznámejšie patrí asi už spomínaná metóda Ziegler – Nichols.

4.2 Ziegler – Nicholsova metóda

V roku 1942 boli zverejnené J.G. Zieglerom a N.B. Nicholsom dve metódy pre nastavovanie P, PI a PID regulátorov. Častejšie používaná metóda vychádza z uzavretého

regulačného obvodu a je založená na určení kritických parametrov sústavy. Jej postup je nasledujúci:

- Vyradíme integračnú a derivačnú zložku PID regulátoru ($T_D = 0, T_I \rightarrow \infty$)
- Zvyšujeme zosilnenie proporcionálnej zložky K do vtedy, kým nedosiahneme ustálené kmity výstupu sústavy. Získané zosilnenie označíme ako K_{KRIT} , periódu ako T_{KRIT}
- Ďalšie parametre nastavíme podľa nasledujúcej tabuľky:

Tabuľka 4-1: Nastavenie parametrov podľa Z-N

Typ regulátoru	K	T_I	T_D
PID	$0,6K_{KRIT}$	$0,5T_{KRIT}$	$0,125T_{KRIT}$
PI	$0,45K_{KRIT}$	$0,83T_{KRIT}$	
P	$0,5K_{KRIT}$		

Existuje množstvo ďalších modifikácií tejto metódy. Ako optimálny regulačný pochod bol považovaný ten, kedy odozva na skokovú zmenu žiadanej hodnoty mala tri až štyri viditeľné prekmity. Podmienkou použitia metódy Z-N je prechodová funkcia minimálne tretieho rádu alebo s dopravným oneskorením. U nižších rádov nie sme schopní určiť kritické zosilnenie a periódu [3].

5 ADAPTÍVNE PRÍSTUPY V RIADENÍ

Pojem adaptívnosť používame najčastejšie v spojení so živými organizmami. Je to vlastnosť organizmu prispôbovať sa zmenám okolitého prostredia. Ako aj v iných oblastiach aj v tomto prípade sa snažíme túto vlastnosť pripísať technickým systémom. Pod pojmom adaptívne riadenie rozumieme spôsoby a prístupy riadenia, kedy sa snažíme splniť ciele riadenia aj v prípade, že sa zmenili vonkajšie podmienky. V súčasnosti v tejto oblasti vieme rozlíšiť dva základné prístupy:

- Samočinne sa nastavujúce regulátory
- Riadenie s referenčným modelom

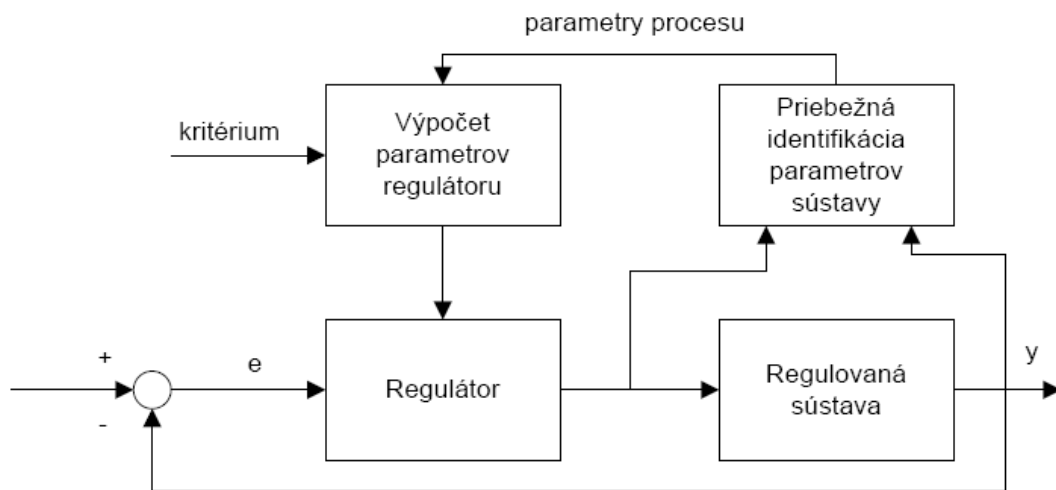
Aj napriek tomu, že v práci tieto prístupy nepoužijeme, uvedieme základne rozdiely medzi jednotlivými možnosťami.

5.1 Samočinne sa nastavujúce regulátory

Samočinne sa nastavujúce regulátory sa zvyčajne skladajú z dvoch uzavretých obvodov. Prvý obvod je tvorený regulovanou sústavou, regulátorom a spätnou väzbou od výstupu

y , ktorý sa porovnáva sa požadovanou hodnotou w . Tento rozdiel ako regulačná odchýlka e vstupuje do regulátoru. Druhá časť je tvorená identifikáciou parametrov sústavy a aktualizáciou parametrov regulátoru (Obr. 5-1). Predpokladom je, že parametre procesu sú konštantné a neznáme. V prípade, že sú parametre procesu známe, musí ich zmena byť pomalšia než je rýchlosť procesu adaptácie.

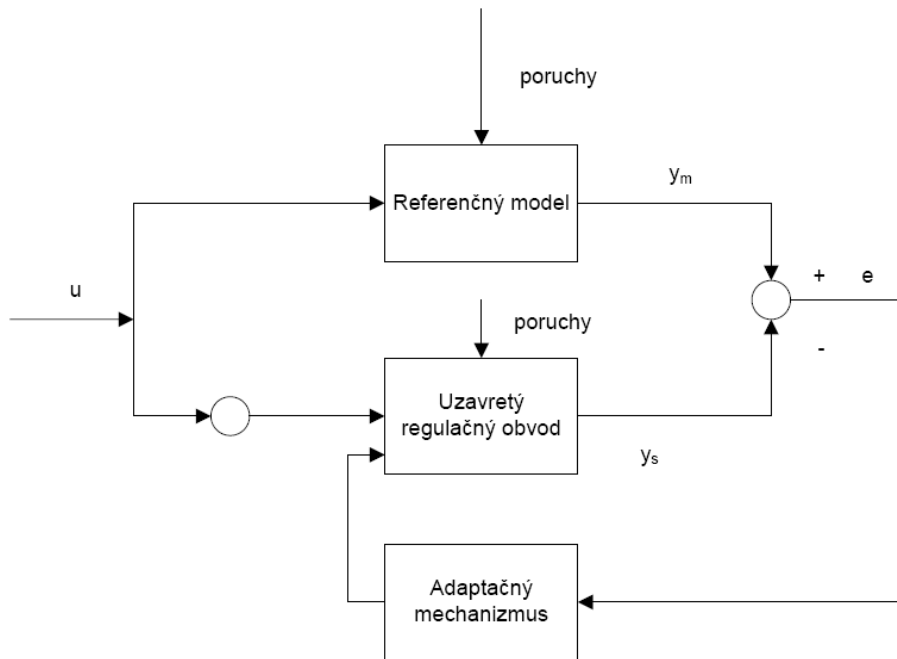
Predpoklad rýchlosti procesu adaptácie pri riadení výšky lietadla v prípade zmeny polohy ťažiska nemôžeme dodržať. Zmena parametrov v prípade zmeny polohy ťažiska nastane veľmi rýchlo, zatiaľ čo vyhodnotenie tejto zmeny riadiacimi mechanizmami lietadla a ich prispôbenie trvá výrazne dlhšie. Často krát nedôjde k správne mu vyhodnoteniu situácie, čo má katastrofálne následky. Z tohto dôvodu nebolo možné použiť STC regulátor pre diplomovú prácu a nebudeme sa jeho teórií naďalej venovať.



Obr. 5-1: Štruktúra STC regulátoru

5.2 Riadenie s referenčným modelom

Bloková schéma adaptívneho systému s referenčným modelom je na Obr. 5-2. Referenčný model určuje požadovanú odozvu y_m na zmenu vstupného signálu u . Cieľom adaptácie je aby statické a dynamické vlastnosti uzavretého regulačného obvodu konvergovali k vlastnostiam referenčného modelu. Porovnaním výstupov z referenčného modelu a uzavretého regulačného obvodu získame odchýlku e , ktorú sa adaptačný mechanizmus snaží minimalizovať.



Obr. 5-2: Riadenie s referenčným modelom

Na základe predchádzajúcej teórie vidíme, že nie sme schopní využiť adaptívne prístupy v uvedenej forme. Rozhodli sme sa preto o špeciálny prístup. Jednou z kľúčových častí je potreba určiť novú polohu ťažiska lietadla. Na riešenie tejto otázky sme sa rozhodli využiť fuzzy logiku. Na tomto mieste uvedieme len základy tejto teórie. Detailnejšiemu popisu pre daný systém sa budeme venovať v Pratickej časti diplomovej práce.

6 ZÁKLADY FUZZY LOGIKY

Fuzzy logika nám umožňuje matematicky popísať nepresné pojmy a pracovať s nimi. Princíp je založený na rozšírení logických operátorov na fuzzy množiny. Rozdiel medzi fuzzy množinami a množinami klasickými je ten, že vo fuzzy prístupe môže stupeň príslušnosti prvkov k množine nadobúdať hodnoty v intervale $\langle 0, 1 \rangle$ (v prípade klasickej teórie množín prvok do množiny buď patrí alebo nepatrí). Fuzzy logika má zavedenú vlastnú syntax a sémantiku, čo nám umožňuje kvalitatívne formulovať znalosti a skúsenosti.

6.1 Fuzzy množiny a lingvistické premenné

V klasickej teórii množín môžeme množiny popísať nasledujúcimi spôsobmi:

- Vymenovaním prvkov
- Pravidlom, ktorému musia prvky vyhovovať
- Charakteristickou funkciou

Ak charakteristickú funkciu doplníme o hodnotu z intervalu $\langle 0, 1 \rangle$ s akou prvok do množiny patrí, potom hovoríme o fuzzy (neostrej) množine. Charakteristickú funkciu neostrej množiny nazývame funkcia príslušnosti.

Lingvistická premenná je premenná, ktorej hodnoty sú výrazy jazyka. Hodnoty lingvistických premenných sa interpretujú ako fuzzy množiny. Množina lingvistických hodnôt sa označuje ako množina termov. Termy sú definované na univerzálnej množine, univerzu. [2]

Ďalším z dôležitých pojmov pri používaní fuzzy logiky je fuzzifikácia. Je to proces, kedy nameraným hodnotám priradíme vstupné veličiny do fuzzy množiny pomocou funkcie príslušnosti. Pre návrh potrebného fuzzy systému budeme používať trojuholníkovú a lichobežníkovú funkciu príslušnosti.

6.2 Operácie s fuzzy množinami

Fuzzy logika spočíva v rozšírení logických operátorov AND, OR, NOT z dvojhodnotovej logiky na viachodnotovú (fuzzy) logiku. Medzi základné tri patria komplement (doplnok), prienik a zjednotenie.

Fuzzy komplement – logický operátor NOT:

$$m_C(x) = 1 - m_A(x) \tag{6.1}$$

Fuzzy prienik množín – logický súčin AND:

$$m_C(x) = m_{A \wedge B}(x) = \min\{m_A(x), m_B(x)\} \quad \forall x \in U \tag{6.2}$$

Fuzzy zjednotenie množín – logický operátor OR:

$$m_C(x) = m_{A \vee B}(x) = \max\{m_A(x), m_B(x)\} \quad \forall x \in U$$

$m_C(x)$ je funkcia príslušnosti prvku x do množiny C (podobne pre $m_A(x)$ a $m_B(x)$)

6.3 Interferenčné pravidlá

Systémy, ktoré zvyčajne chceme riadiť a regulovať sú založené na logickom princípe „Ak, potom“. Prakticky je to teda implikácia dvoch výrokov:

Ak <fuzzy výrok>, potom <fuzzy výrok>

Prvý z fuzzy výrokov sa nazýva antecedent. Často býva zloženým výrokom, kde jeho jednotlivé časti sú viazané logickými spojkami. Druhý výrok sa nazýva konsekvent. Pre potreby riadenia sa najčastejšie využíva Mamdaniho a Larsenova implikácia. Mamdaniho implikácia vyjadruje, že konsekvent môže mať maximálne stupeň príslušnosti, ako má antecedent. Inak zapísané:

$$m_{im}(x_1, x_2) = \min\{m_A(x_1), m_B(x_2)\} \quad (6.4)$$

Kde m_{im} je funkcia príslušnosti
 $m_A(x_1)$ je miera príslušnosti antecedentu
 $m_B(x_2)$ je miera príslušnosti konsekvent

Larsenova implikácia je definovaná podobne, ale je použitá operácia matematického súčinu.

6.4 Defuzzifikácia

Výstupom rozhodovania je súbor funkcií príslušnosti pre jednotlivé termy výstupných lingvistických premenných. Pre praktickú aplikáciu je potreba priradiť výstupným lingvistickým premenným presnú hodnotu v prípustnom rozsahu. Táto aproximácia neostrých termov presnou hodnotou sa nazýva defuzzifikácia. K tomuto slúži niekoľko metód, kde si môžeme buď zvoliť metódy, ktoré požadovanú hodnotu zvolia ako

najlepší kompromis (metódy ťažiska) alebo metódy, ktoré hľadajú prijateľné riešenie (metódy najvýznamnejšieho maxima).

6.5 Fuzzy modely

Najznámejšie sú dva typy modelov. Modely typu Mamdani a modely typu Sugeno. Základný rozdiel medzi oboma je v tvare pravidiel:

Pre model typu Mamdani:

Ak x je A a y je B potom z je C .

Pre model typu Sugeno:

Ak x je A a y je B potom $z = f(x,y)$.

Modely typu Sugeno spočívajú v generovaní fuzzy pravidiel zo vstupno - výstupných údajov. Sú vhodné pre aproximácie nelineárnych závislostí a vhodné pri práci so stavovým priestorom, pretože poznáme pravidlá. Modely typu Mamdani sú vhodné ak výstupná veličina nie je generovaná zo vstupných údajov.

7 ZADANÝ MODEL LIETADLA

Firmou Honeywell s.r.o. bol zadaný nelineárny model lietadla spracovaný v programe Matlab Simulink. Pôvodný nelineárny model pozdĺžneho pohybu mal 3 vstupy: výchylka vyškovky a výkon oboch motorov. Výstupmi modelu boli rýchlosť letu, uhol nábehu, uhol vybočenia, klonenie, klopenie, zatáčanie, priečny náklon, pozdĺžny sklon, kurz lietadla a jeho výška.

Použitím príkazu „linmod“ v programe Matlab sme získali stavový popis lineárneho modelu lietadla. Matica A má rozmer 12×12 , matica B 12×3 , matica C 5×12 a matica D je nulová. Kvôli veľkosti matíc nebudeme ich presné hodnoty zatiaľ uvádzať. Sú pre nás zaujímavé len tie stavy, ktoré sa v matici C propagujú na požadované výstupy – sú to teda stĺpce 1, 3, 5, 8 a 12. Z pôvodného systému vytvoríme nový – redukovaný. Dostaneme systém 5.ého rádu, ktorého stavové matice sú uvedené nižšie:

$$A = \begin{bmatrix} & x_1 & x_2 & x_3 & x_4 & x_5 \\ x_1 & -0,01603 & 0,07447 & -5,929 & -9,801 & -0,0001631 \\ x_2 & -0,1128 & -0,6892 & 138 & -0,421 & -0,002335 \\ x_3 & 0,002321 & -0,008741 & -2,445 & 0 & 3,156 \cdot 10^{-5} \\ x_4 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ x_5 & -0,04291 & 0,9991 & 0 & -140 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.1)$$

$$B = \begin{bmatrix} & u_1 & u_2 & u_3 \\ x_1 & 0,321 & 3,188 \cdot 10^{-5} & 3,188 \cdot 10^{-5} \\ x_2 & -7,474 & 0 & 0 \\ x_3 & -7,882 & 0 & 0 \\ x_4 & 0 & 0 & 0 \\ x_5 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.2)$$

$$C = \begin{bmatrix} & x_1 & x_2 & x_3 & x_4 & x_5 \\ y_1 & 0,9991 & 0,04291 & 0 & 0 & 0 \\ y_2 & -0,0003065 & 0,007136 & 0 & 0 & 0 \\ y_3 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ y_4 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ y_5 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7.3)$$

$$D = [0] \quad (7.4)$$

Fyzikálna interpretácia jednotlivých stavov, vstupov a výstupov je nasledujúca:

x_1, x_2, x_3, x_4, x_5 sú stavy systému,

u_1 vstup – výchylka výškovky, označovaná ako *elev* [deg]

u_2 vstup – výkon motora 1, označované ako *thr1* [N]

u_3 vstup – výkon motora 2, označované ako *thr2* [N]

y_1 výstup – letová rýchlosť, označovaná ako *u* [m/s]

y_2 výstup – uhol nábehu α , označované α [deg]

y_3 výstup – rýchlosť klopenia q , označované q [rad/s]

y_4 výstup - uhol pozdĺžneho sklonu θ , označované ako θ [deg]

y_5 výstup – výška letu, označované ako *H* [m]

Z matice je vidieť, že stav x_3 je rovný výstupu y_3 (teda q), stav x_4 je rovný výstupu y_4 (teda θ) a stav x_5 je rovný výstupu y_5 (teda H). Vzhľadom na veľkosť koeficientu väzby stavu x_1 na výstup y_1 môžeme povedať, že stav x_1 je rovný výstupu y_1 (teda u).

Pre zjednodušenie budeme v ďalšom texte používať označenie, ktoré je používané v modeli lietadla. Ak bude použitá veličina, ktorá ešte nebola spomenutá, jej vysvetlenie bude uvedené hneď za použitím v zátvorke. Ďalej nebudeme uvádzať ani popis stavov v maticiach.

V takto zavedenom systéme teda máme 3 vstupy a 5 výstupov. Oba motory lietadla majú rovnaký výkon a sú umiestnené symetricky. Vzhľadom na to, že predpokladáme rovnomerný pohyb, požadujeme rovnaký výkon na oboch motoroch. Môžeme teda zaviesť predpoklad, že v linearizovanom modeli zanedbáme vstup 3 (výkon motora 2) a konštanty vstupu 2 (výkon motora 1) vynásobíme 2. Zmenená matica B bude mať nasledujúci tvar:

$$B = \begin{bmatrix} 0.321 & 6.377e-005 \\ -7.474 & 0 \\ -7.882 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.5)$$

V ďalšom kroku sme do systému zaviedli model dynamiky motoru lietadla. Model bol dodaný firmou a jeho prenosová funkcia je nasledujúca:

$$Thr = \frac{0,5}{s + 0,5} \quad (7.6)$$

Pre návrh regulátorov sme upravili matice systému – pôvodný systém sme rozšírili nasledujúcim spôsobom:

Vytvorili sme maticu vstupov M o rozmere 2x2 (pretože máme 2 vstupy). Matica M vyjadruje vzájomnú závislosť medzi jednotlivými vstupmi:

$$M = \begin{bmatrix} elev & thr1 \\ elev & 1 & 0 \\ thr1 & 0 & \frac{0,5}{s + 0,5} \end{bmatrix} \quad (7.7)$$

Z matice M vidieť, že vstup výchylka vyškovky nemá vplyv na vstup výkon motora 1 a má vplyv len na samú seba. Keďže model tejto dynamiky nemáme k dispozícii, je v matici M na príslušnom mieste 1. Pre vstup výkon motora 1 vidíme, že nemá vplyv na vstup výchylka vyškovky a má vplyv na seba. Model dynamiky máme k dispozícii. Túto maticu zapojíme sériovo do systému (7.1) - (7.5) a dostaneme nový systém:

$$A = \begin{bmatrix} -0.01603 & 0.07447 & -5.929 & -9.801 & -0.0001631 & 6.377 \cdot 10^{-5} \\ -0.1128 & -0.6892 & 138 & -0.421 & -0.002335 & 0 \\ 0.002321 & -0.008741 & -2.445 & 0 & 3.156 \cdot 10^{-5} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -0.04291 & 0.9991 & 0 & -140 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.5 \end{bmatrix} \quad (7.8)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.321 & 6.377e-005 \\ -7.474 & 0 \\ -7.882 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0.5 \end{bmatrix} \quad (7.9)$$

$$C = \begin{bmatrix} 0.9991 & 0.04291 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0003065 & 0.007136 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.10)$$

$$D = [0] \quad (7.11)$$

Najvýraznejšia zmena nastala v matici A. Pridali sme jeden stav, pól systému a tým sme zvýšili jeho rád. Je vidieť, že stav x_6 má najvýraznejší vplyv sám na seba a pridaný model dynamiky teda výrazne neovplyvňuje ostatné stavy systému. Ďalšia zmena nastala v matici B. Pridali sme jeden riadok, ktorý reprezentuje vplyv vstupov na nový stav. Je logické, že väzba medzi výchylkou vyškovky a výkonom motora je 0. Na druhej strane väzba medzi výkonom motora a servom je značná. Hodnota je pólom prenosovej funkcie (7.6).

Stavový popis systému (7.8) – (7.11) je východiskovým popisom pre návrh jednotlivých regulačných obvodov.

7.1 Analýza stability modelu lietadla

Stavový popis systému, ktorý sme uviedli v predchádzajúcej kapitole je lineárny model pozdĺžneho pohybu lietadla. Na základe stavového popisu určíme stabilitu lietadla pomocou pólov. Uvedieme prenosovú funkciu pre odozvu výšky lietadla na zmenu vychýlenia výškovky:

$$F(s) = \frac{elev(s)}{H(s)} = \frac{7,481s^3 + 4,016s^2 - 747,9s - 10,28}{s^5 + 3,15s^4 + 2,966s^3 + 0,08317s^2 + 0,03128s + 1,67 \cdot 10^{-5}} \quad (7.12)$$

Na vyšetrenie stability máme niekoľko možností. Najjednoduchšia je z matice A. Systém považujeme za stabilný, ak všetky jeho póly ležia v ľavej polovine roviny p. Póly systému sú vlastné čísla matice A alebo korene charakteristického polynómu. Pomocou výpočtovej techniky si môžeme veľmi rýchlo skontrolovať obe možnosti.

Pomocou vlastných čísel matice A dostaneme:

$$\begin{aligned} & -1,5665 \pm 0,6693i \\ & -0,0082 \pm 0,1034i \\ & -0,0005 \\ & -0,5 \end{aligned}$$

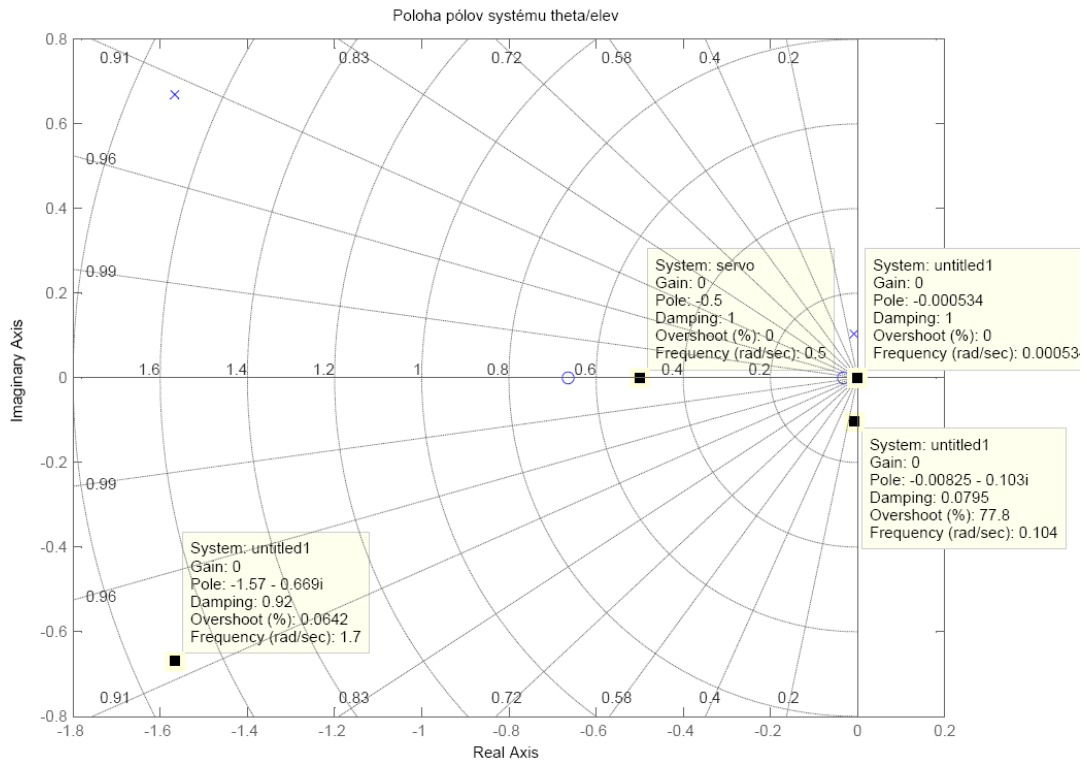
Pomocou koreňov charakteristického polynómu:

$$\begin{aligned} & -1,5665 \pm 0,6693i \\ & -0,0082 \pm 0,1034i \\ & -0,0005 \end{aligned}$$

Vidíme, že pomocou vlastných čísel matice A dostaneme o jeden pól navyše. Je to pól $-0,5$, ktorý v systéme vznikol pridaním modelu serva. Pomocou koreňov charakteristického polynómu ho nevidíme, pretože neovplyvňuje odozvu $elev(s)/H(s)$. Z polohy pólov systému môžeme povedať, že systém je stabilný. Všetky póly sú zobrazené na Obr. 7-1.

Fyzikálna interpretácia pólov v tomto systéme ma tiež dôležitú úlohu. Z pólov vieme rozlíšiť dve kmitavé pohybové zložky short period mód a fugoid mód. Short period póly sú vzdialené ďalej od nuly, teda $-1,565 \pm 0,6698i$. Frekvencia tejto dvojice pólov je 1,7 rad/sec a tlmenie 0,92. Fugoid mód je reprezentovaný dvojicou pólov bližšie k nule. Je to dvojica pólov $-0,00825 \pm 0,103i$ s tlmením 0,0795 a frekvenciou 0,104 rad/s.

V praxi sa zvyknú navrhovať tlmiče na short period mód. Vzhľadom na to, že hodnota tlmenia tohto módu je 0,919 nie je potreba tlmič v pozdĺžnom kanále realizovať. Fugoid mód má tak nízku frekvenciu, že nie je potreba ho tlmiť – pilot to zvládne sám.



Obr. 7-1: Poloha pólov systému

7.2 Vyváženie lietadla

Model lietadla sme zlinearizovali okolo pracovného bodu, pre rýchlosť letu $V = 140$ m/s a výšku letu $H = 5000$ m. Tento pracovný bod považujeme za nulové počiatkové podmienky pri práci z nelineárnym modelom a predpokladáme, že lietadlo sa pohybuje rovnomerným priamočiaram pohybom. Vplyvom pôsobenia aerodynamických síl v nelineárnom modeli dochádza k malým výchylkám okolo pracovného bodu. Aby pilot nemusel počas celého letu držať riadiacu páku a používať silu na ustálenie týchto výchyliek sú na riadiacich plochách lietadla umiestnené dodatočné plochy.

Horizontálny stabilizátor je pevná riadiaca plocha umiestnená na chvoste lietadla. Jeho úlohou je zabezpečiť stabilitu lietadla tak, aby letelo priamo, bez zmien uhlu pozdĺžneho sklonu. Výškovka je v tomto prípade malá pohyblivá riadiaca plocha umiestnená na zadnej časti horizontálneho stabilizátoru.

Pre vysvetlenie si uvedieme nasledujúci príklad: V prípade, že chceme letieť priamo, bez zmien uhlu pozdĺžneho sklonu, pilot musí prit'ahovať riadenie smerom k sebe a od seba. Keď povolí, lietadlo začne klesať. Namiesto toho sa zavádza

vyvažovacia (trimovacia) funkcia, ktorá vypočíta takú hodnotu výchylky stabilizátora, aby lietadlo udržiavalo konštantnú rýchlosť a príkaz od riadiaceho systému pre riadenie výškovky bola nula (*elevCmd*).

Keďže v nelineárnom modeli máme popísaný celý systém. Máme možnosť ovládať aj horizontálny stabilizátor. Do modelu sme teda pridali model dynamiky vyvažovacej funkcie. Model bol dodaný firmou. Táto funkcia nám zabezpečí, že lietadlo v ustálenom stave bude letieť bez výchýliek v horizontálnom smere.

8 POUŽITIE KONVENČNÝCH METÓD PRE NÁVRH PARAMETROV REGULÁTORA

Autopiloty sú systémy, ktoré ovplyvňujú činnosť riadiacich plôch bez zásahu pilota. Pre našu potrebu navrhne 3 druhy autopilota – pre udržanie konštantného uhlu pozdĺžneho sklonu, konštantnej rýchlosti a konštantnej výšky. Na takto upravenom modeli potom môže analyzovať vplyv polohy ťažiska na danom lietadle a ďalej s ním pracovať.

8.1 Návrh autopilotu pre udržanie uhlu pozdĺžneho sklonu

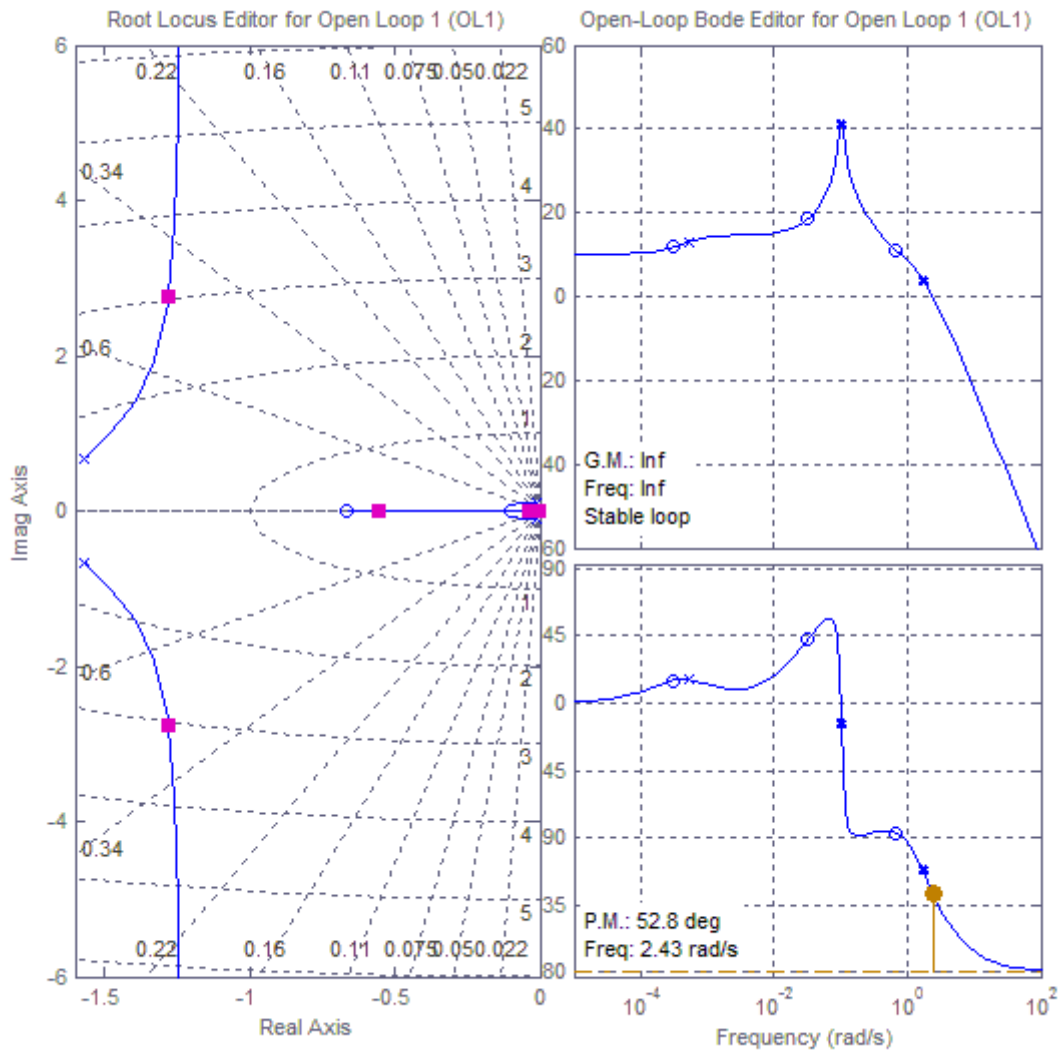
Pre návrh riadiaceho systému na udržanie konštantného uhlu pozdĺžneho sklonu nás zaujíma odozva uhlu pozdĺžneho sklonu θ na zmenu výchylky výškovky *elev*. Prenosová funkcia tejto odozvy je nasledujúca:

$$F_1(p) = \frac{\theta}{elev} = \frac{7,882s^3 + 5,492s^2 - 0,1712s - 5,366 \cdot 10^{-5}}{s^5 + 3,15s^4 + 2,966s^3 + 0,08317s^2 + 0,03128s + 1,67 \cdot 10^{-5}} \quad (8.1)$$

Vidíme, že menovateľ systému je rovnaký ako v prípade (7.12). Nemusíme teda znova vyšetrovať stabilitu systému. Kým nepridáme ďalší pól systému, menovateľ budú mať všetky prenosové funkcie rovnaký.

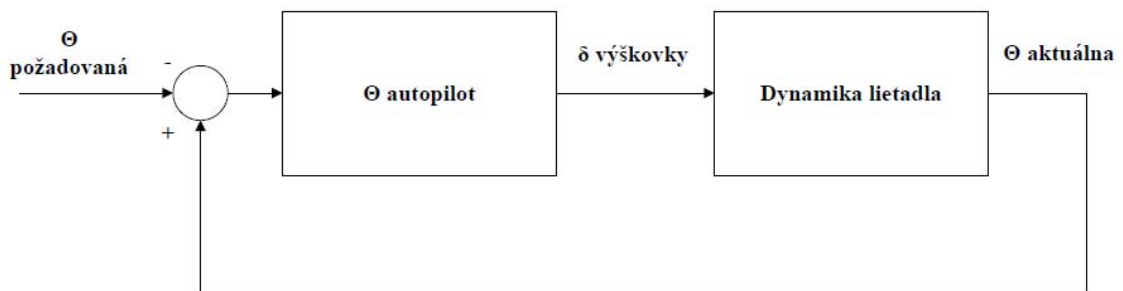
Návrh regulátoru na udržanie konštantného uhlu pozdĺžneho sklonu sme previedli pomocou balíku SISO tool v Matlabe. Tento editor umožňuje návrh rozličných druhov regulátorov pomocou grafického prostredia a v reálnom čase zobrazuje požadované odozvy systému, hodnoty fázovej a amplitúdovej bezpečnosti prípadne ďalšie. Na Obr. 8-1 vidíme rozloženie pólov pôvodného systému, jeho fázovú a amplitúdovú bezpečnosť. Pre tento systém sme navrhli PI regulátor tak, aby systém bol stabilný a splňal požiadavky na riadenie. Prenosová funkcia PI regulátoru je nasledujúca:

$$F_{\theta_AP}(s) = 0,41252 \frac{s + 1,256}{s} \quad (8.2)$$



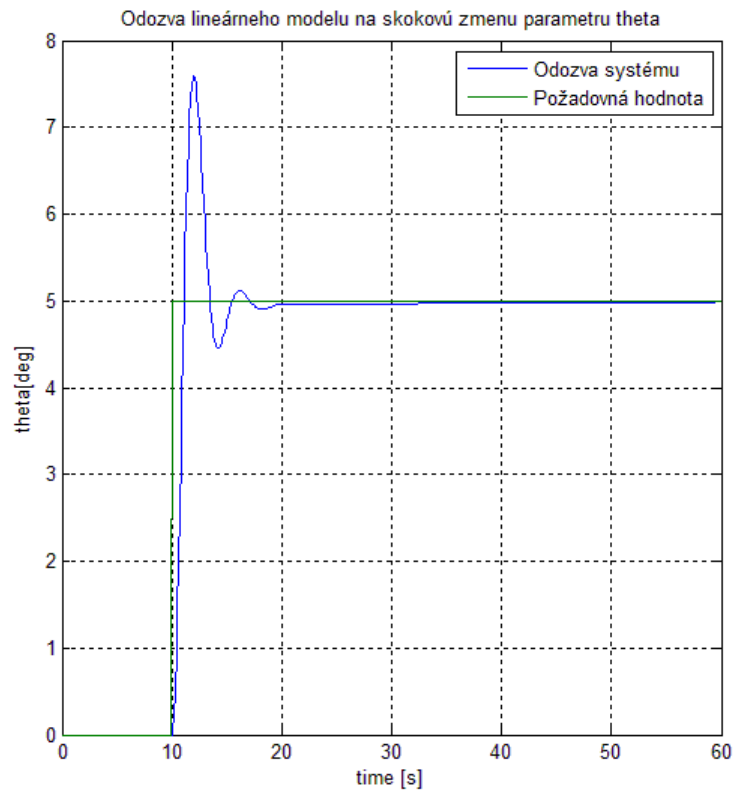
Obr. 8-1: Návrh θ autopilotu – systém s autopilotom

Takto navrhnutý regulátor sme otestovali na lineárnom aj nelineárnom modeli. Bloková schéma zapojenia ja na Obr. 8-2.

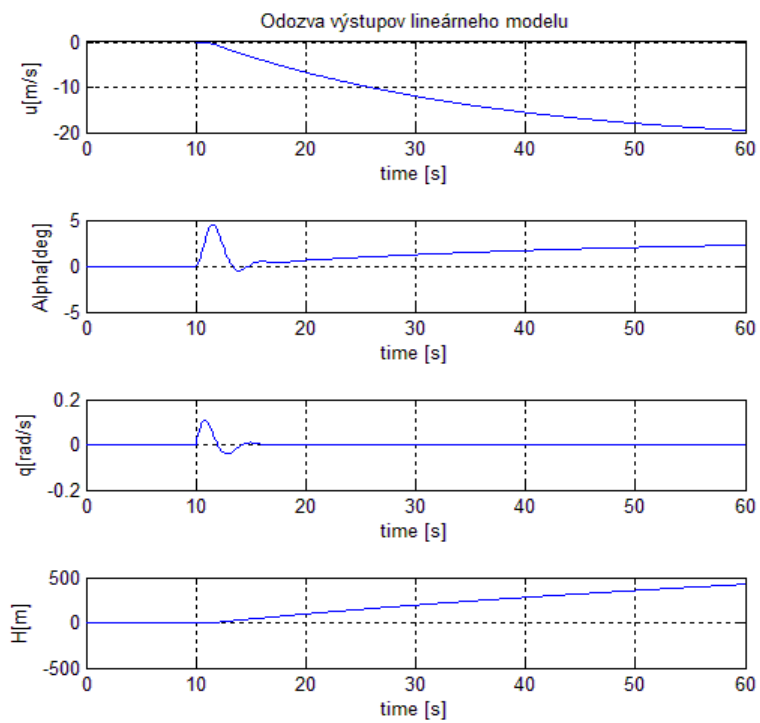


Obr. 8-2: Bloková schéma zapojenia pre θ autopilot

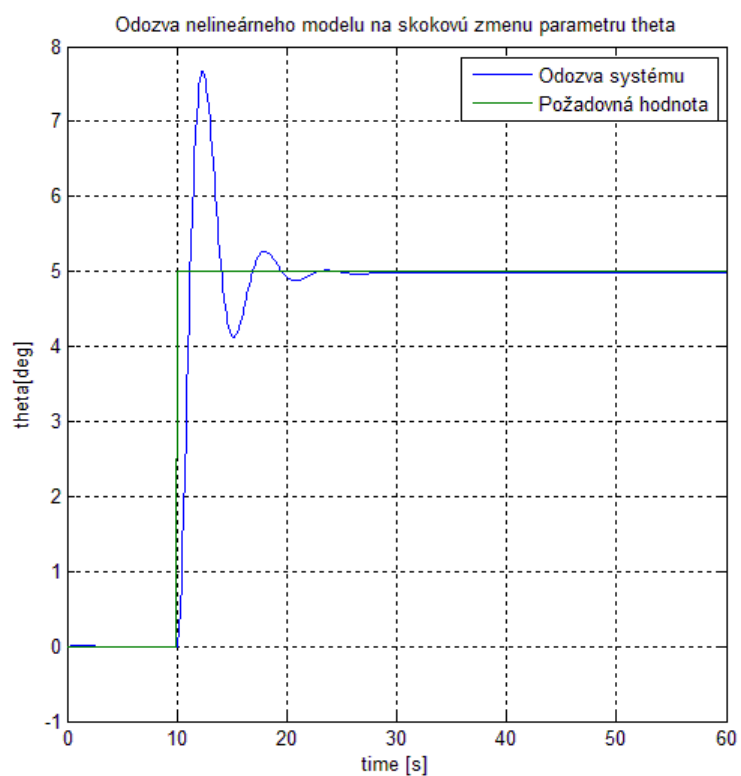
Sledovali sme odozvu systému na skokovú zmenu z 0° na 5° v čase 10 s.



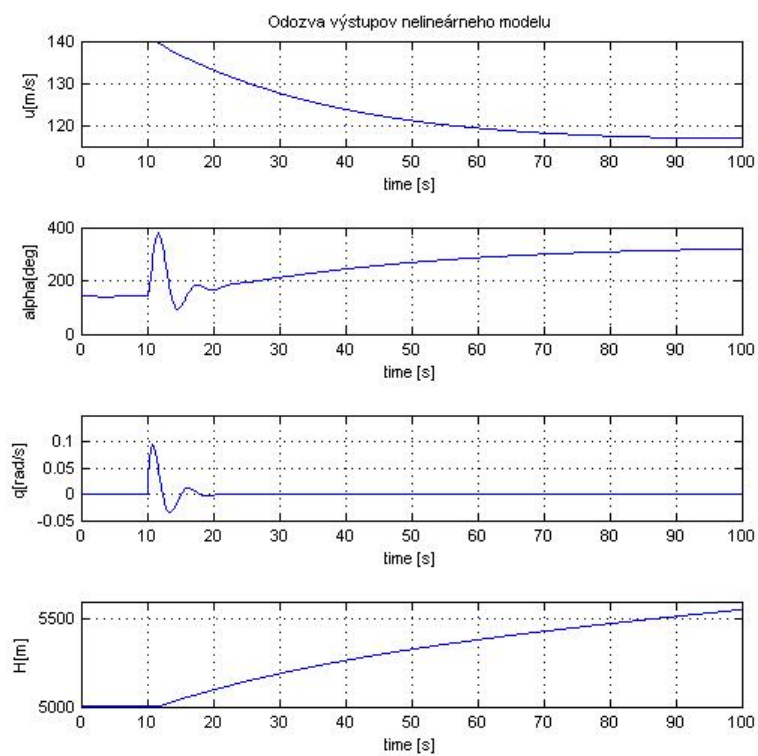
Obr. 8-3: θ autopilot - odozva lineárneho modelu



Obr. 8-4: θ autopilot - výstupy lineárneho modelu



Obr. 8-5: θ autopilot - odozva nelineárneho modelu



Obr. 8-6: θ autopilot - výstupy nelineárneho modelu

Ten istý regulátor sme zapojili na nelineárny model, ktorý má rovnakú blokovú schému ako je na Obr. 8-2. Odozva nelineárneho modelu na rovnakú skokovú zmenu a je na

Obr. 8-5 a Obr. 8-6.

Z prechádzajúcich obrázkov je vidieť, že nastal problém s ustálením rýchlosti. V oboch prípadoch – pri lineárnom aj nelineárnom modeli rýchlosť klesala, pretože výškovka bola vychýlená na 5°. Rozhodli sme sa preto do systému pridať regulátor na ustálenie konštantnej rýchlosti.

8.2 Návrh autopilotu pre udržanie konštantnej rýchlosti – PI regulátor

Pre návrh regulátoru pre udržanie konštantnej rýchlosti sme potrebovali rozšíriť matice systému o už navrhnutý regulátor na udržanie konštantného uhlu pozdĺžneho sklonu. Postup rozšírenia je rovnaký ako v prípade rozšírenia o dynamiku motoru v kapitole 7. Matice systému nebudeme uvádzať, uvedieme len výslednú prenosovú funkciu.

$$F_2(s) = \frac{u(s)}{thr1(s)} = \frac{1,314 \cdot 10^{-5} s^5 + 5,763 \cdot 10^{-5} s^4 + 8,97 \cdot 10^{-5} s^3 + 4,782 \cdot 10^{-5} s^2 + 1,118 \cdot 10^{-7} s + 9,784 \cdot 10^{-8}}{s^7 + 3,65 s^6 + 4,541 s^5 + 1,566 s^4 + 0,07287 s^3 + 0,01566 s^2 + 8,348 \cdot 10^{-6} s} \quad (8.3)$$

Je vidieť, že menovateľ je 7. rádu, čo je vyšší rád ako v predchádzajúcich prípadoch. Určíme preto korene menovateľa, aby sme si overili stabilitu systému:

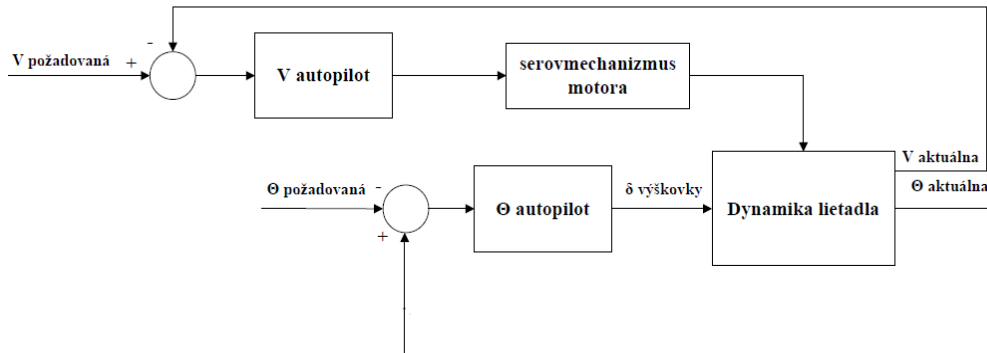
$$\begin{aligned} & -1,5665 \pm 0,6693i \\ & -0,0082 \pm 0,1034i \\ & -0,0005 \\ & -0,5 \\ & 0 \end{aligned}$$

Vidíme, že v systéme máme o jeden pól na viac, ktorý leží v nule. Tento pól vznikol pridaním F_{θ_AP} do systému. Pól, ktorý je umiestnený v nule charakterizuje pridaný integrátor (autopilot na udržanie uhlu pozdĺžneho sklonu).

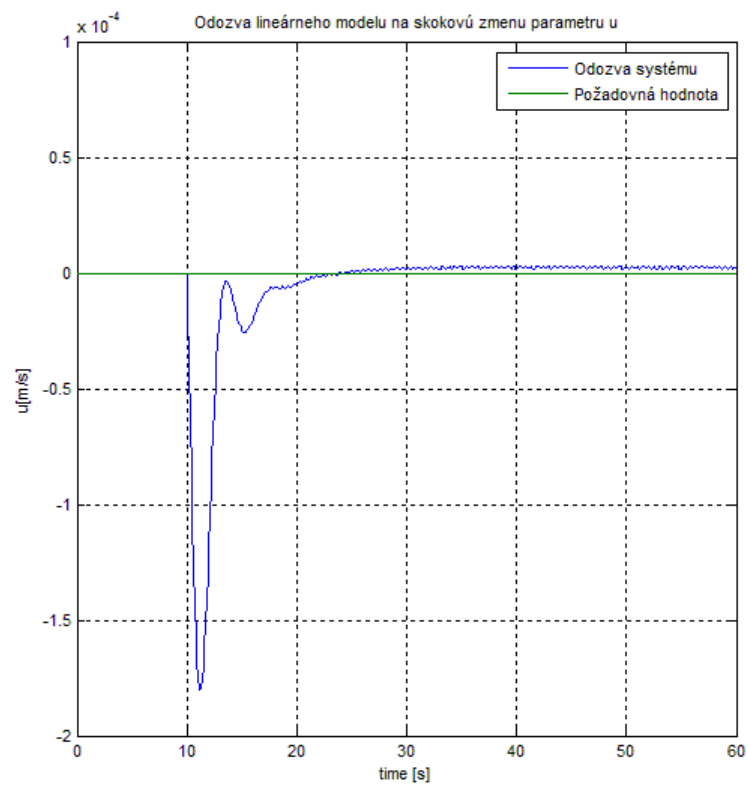
Rovnakým spôsobom ako v predchádzajúcom prípade sme navrhli nasledujúci PI regulátor:

$$F_{V_AP_PI}(s) = 3191 \frac{s + 0,2361}{s} \quad (8.4)$$

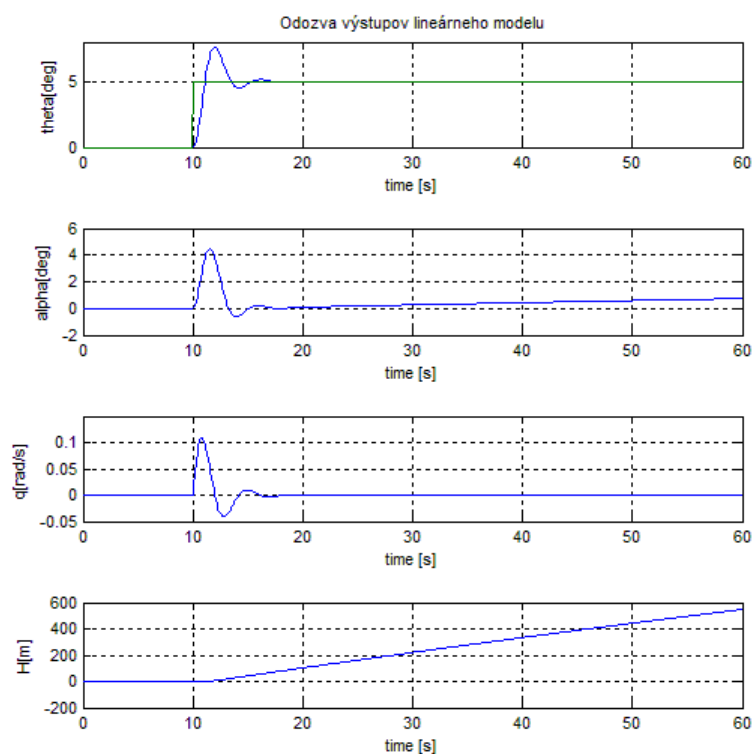
Takto navrhnutý regulátor sme otestovali na lineárnom aj nelineárnom modeli. Bloková schéma zapojenia ja na Obr. 8-7.



Obr. 8-7: Bloková schéma zapojenia pre u autopilot

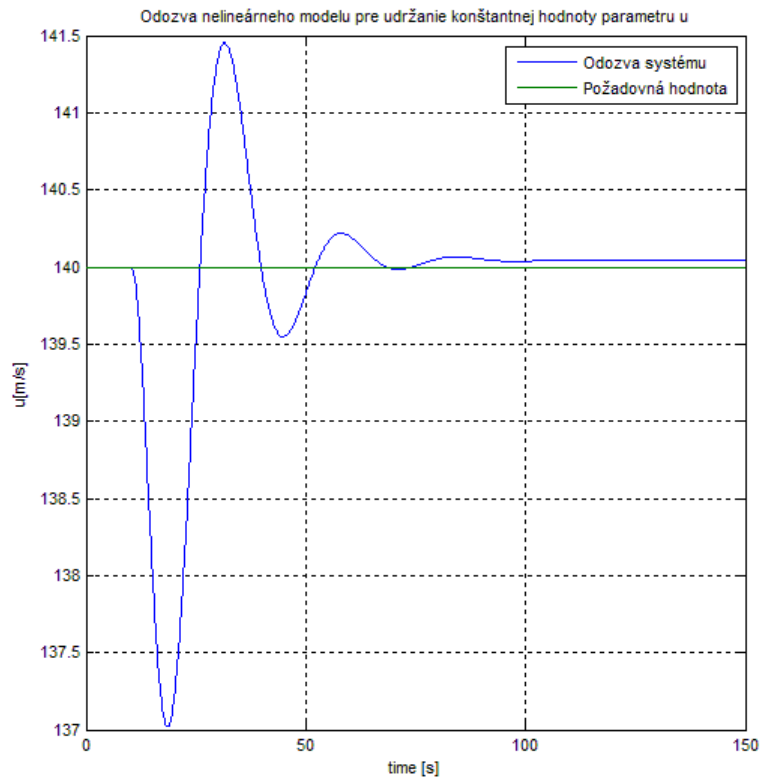


Obr. 8-8: V autopilot (PI regulátor) - odozva lineárneho modelu

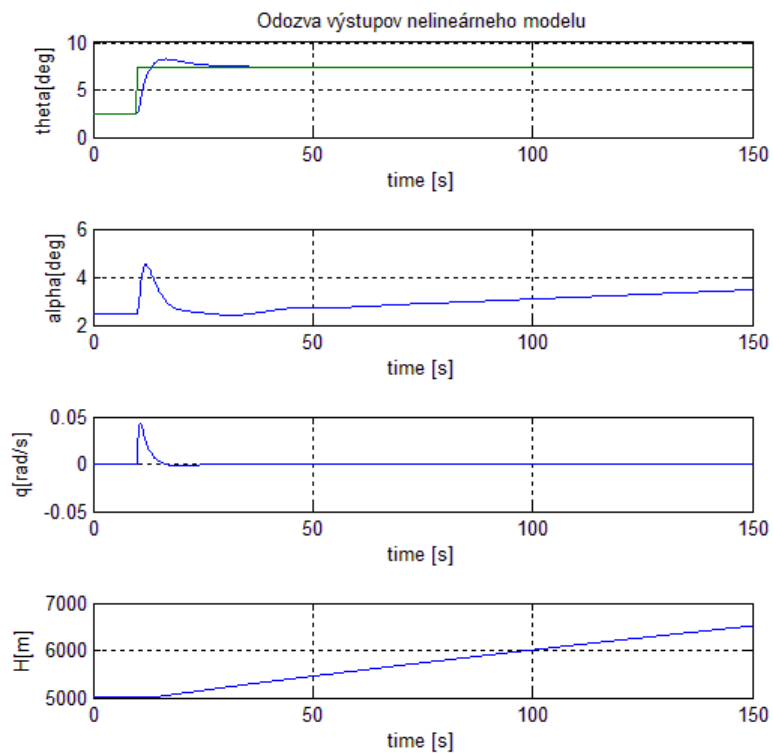


Obr. 8-9: V autopilot (PI regulátor) - odozva výstupov lineárneho modelu

Na Obr. 8-8 sme vykreslili odozvu systému v prípade, že požadujeme skokovú zmenu uhlu pozdĺžneho sklonu z 0° na 5° v čase 10s. Teda v rovnakom prípade ako v predchádzajúcej kapitole. Rozdiel je v tom, že sme navrhli autopilot na udržanie konštantnej rýchlosti v tomto prípade $V = 140$ m/s. Z lineárneho systému je vidieť, že systém rozšírený o tieto autopiloty zvláda letieť konštantnou rýchlosťou a zároveň s vhodnou odozvou reagovať na skokovú zmenu θ . Výška lietadla stúpa, pretože máme vychýlenu výškovku. Rovnaké výsledky dosiahneme aj z nelineárneho modelu (Obr. 8-10 a Obr. 8-11).



Obr. 8-10: V autopilot (PI regulátor) - odozva nelineárneho modelu



Obr. 8-11: V autopilot (PI regulátor) - odozva výstupov nelineárneho modelu

8.3 Návrh autopilotu pre udržanie konštantnej výšky

Pri návrhu autopilotu na udržanie konštantnej výšky v prípade požiadavky skokovej zmeny uhlu pozdĺžneho sklonu sledujeme nasledujúcu odozvu systému:

$$F_3(s) = \frac{H(s)}{elev(s)} = \frac{7,481s^3 + 4,016s^2 - 747,9s - 10,28}{s^5 + 3,15s^4 + 2,966s^3 + 0,08317s^2 + 0,03128s + 1,67 \cdot 10^{-5}} \quad (8.5)$$

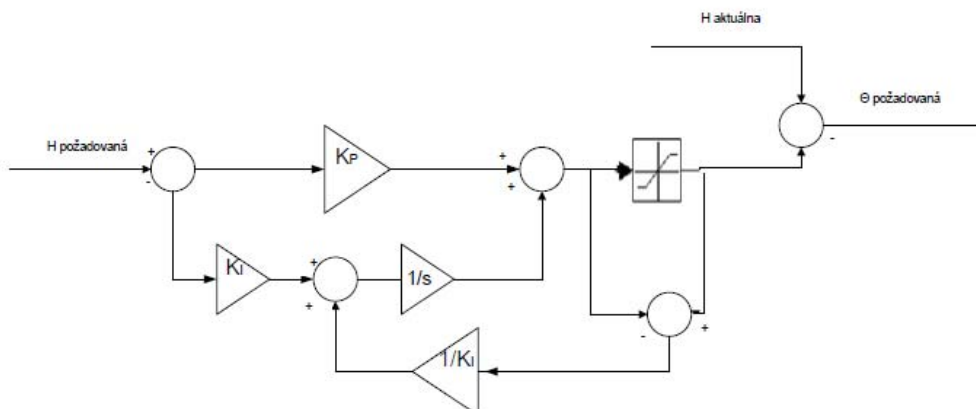
Menovateľ prenosu (8.5) je rovnaký ako menovateľ pôvodného systému (7.12). Otázkou stability systému teda nemusíme riešiť.

Pri návrhu predchádzajúcich regulátorov sme si mohli všimnúť nekonečné stúpanie výšky. Fyzikálna podstata systému nám ale nekonečne veľký akčný zásah neumožňuje a preto sme do systému zaviedli nelinearitu v podobe saturácie. Tento krok obmedzí akčný zásah výchyľky výškovky do rozsahu $\pm 10^\circ$. Takáto nelinearita sa zvykne riešiť obvodom anti – windup, ktorý vypne integrálnu zložku regulátora, vo chvíli, keď dôjde k saturácii. Tým odstránime prekmit a zlepšime prechodovú charakteristiku. Keďže rlttool neumožňuje návrh regulátorov pre nelineárne systémy, rozhodli sme sa pre experimentálne riešenie. Navrhli sme nasledujúce konštanty:

$K_p = 0,001$ je P zložka regulátora

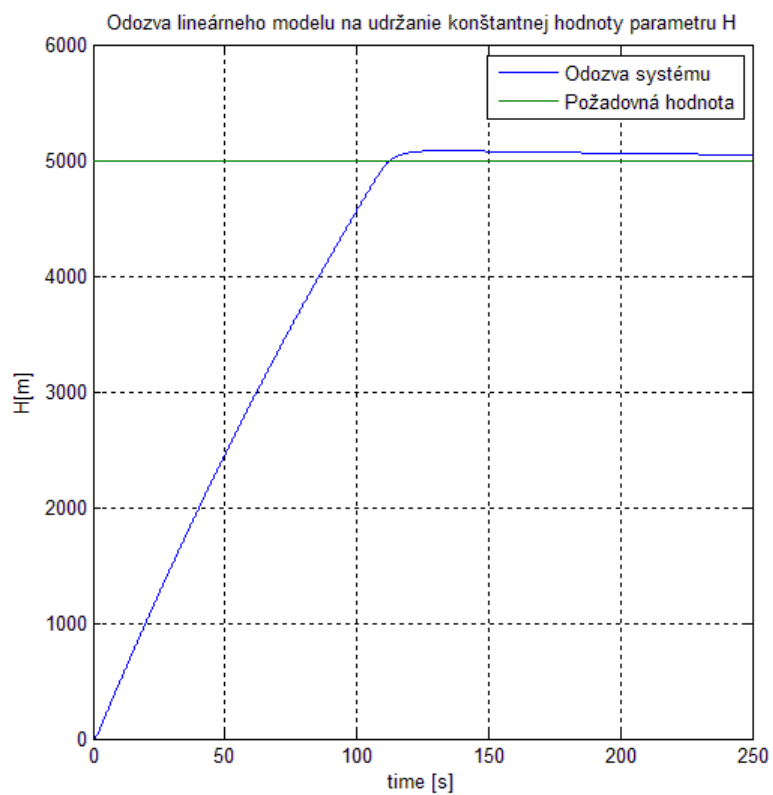
$K_i = 0,000005$ je konštanta I zložky regulátora

Bloková schéma zapojenia anti – windup:

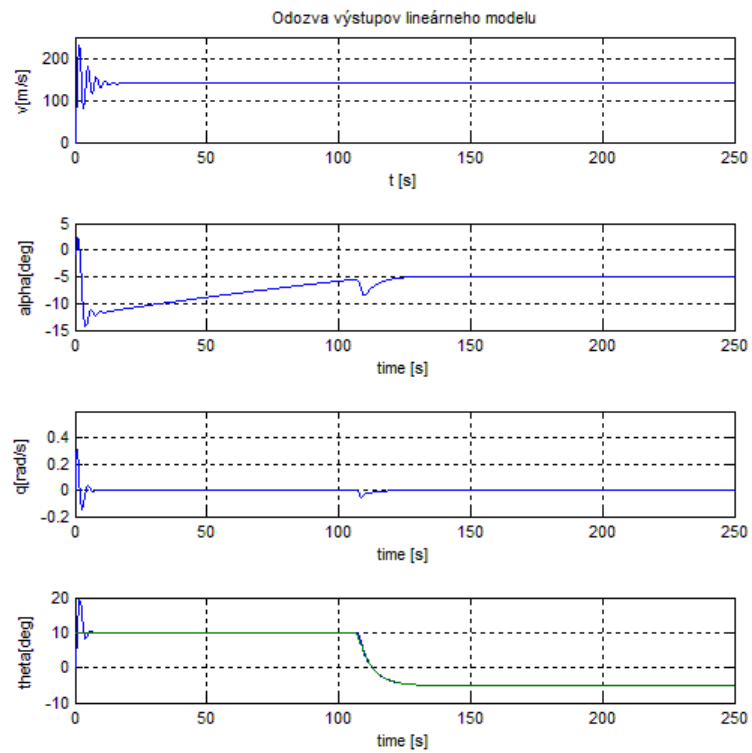


Obr. 8-12: Anti - windup pre riadenie výšky H

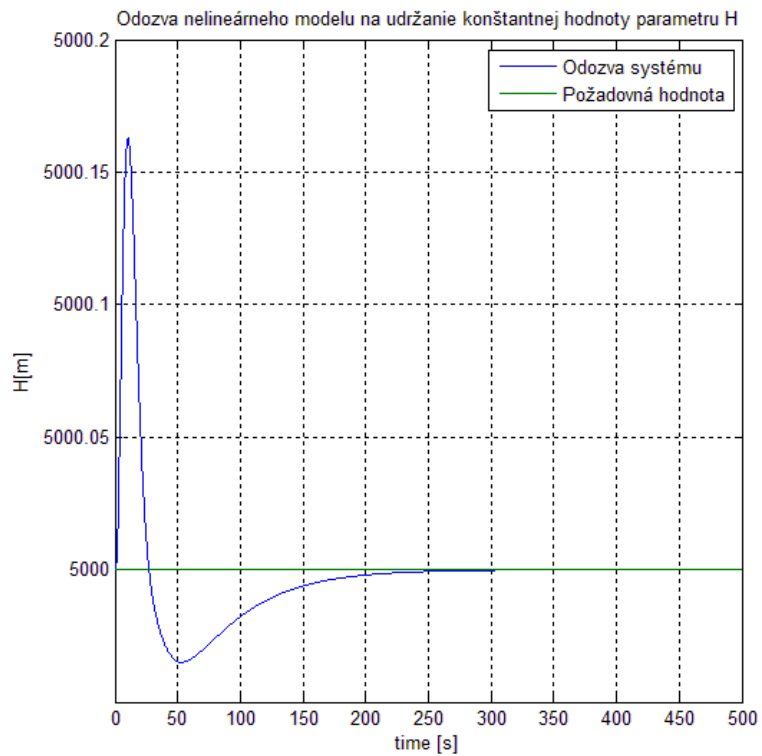
Takto navrhnutý regulátor sme otestovali na lineárnom aj nelineárnom modeli a ako je vidieť na problém so stúpaním výšky sme úspešne odstránili.



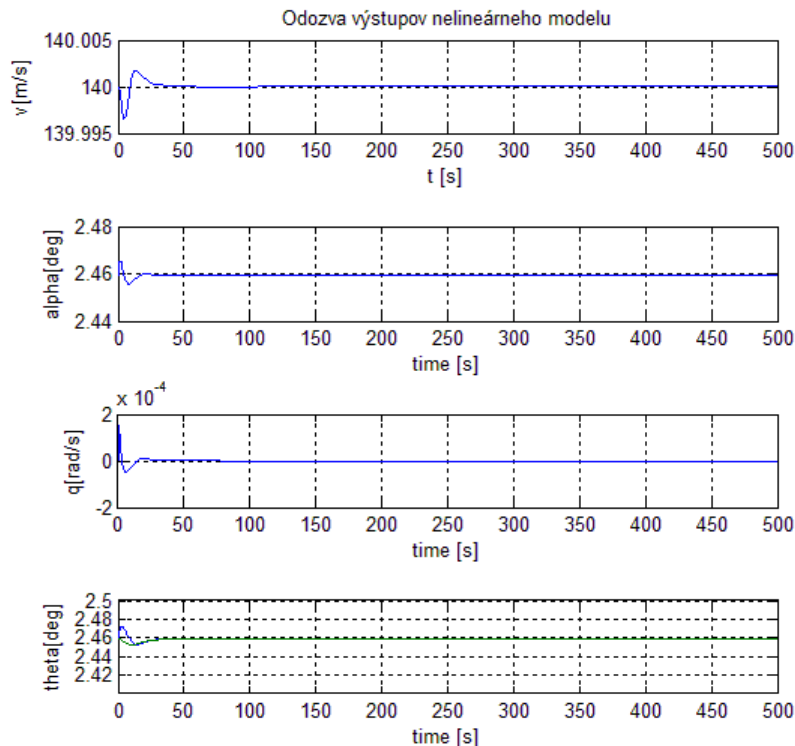
Obr. 8-13: Anti-windup lineárneho modelu pre udržanie konštantnej H



Obr. 8-14: Odozva výstupov lineárneho modelu pre udržanie konštantnej H



Obr. 8-15: Anti-windup lineárneho modelu pre udržanie konštantnej H



Obr. 8-16: Odozva výstupov nelineárneho modelu pre udržanie konštantnej H

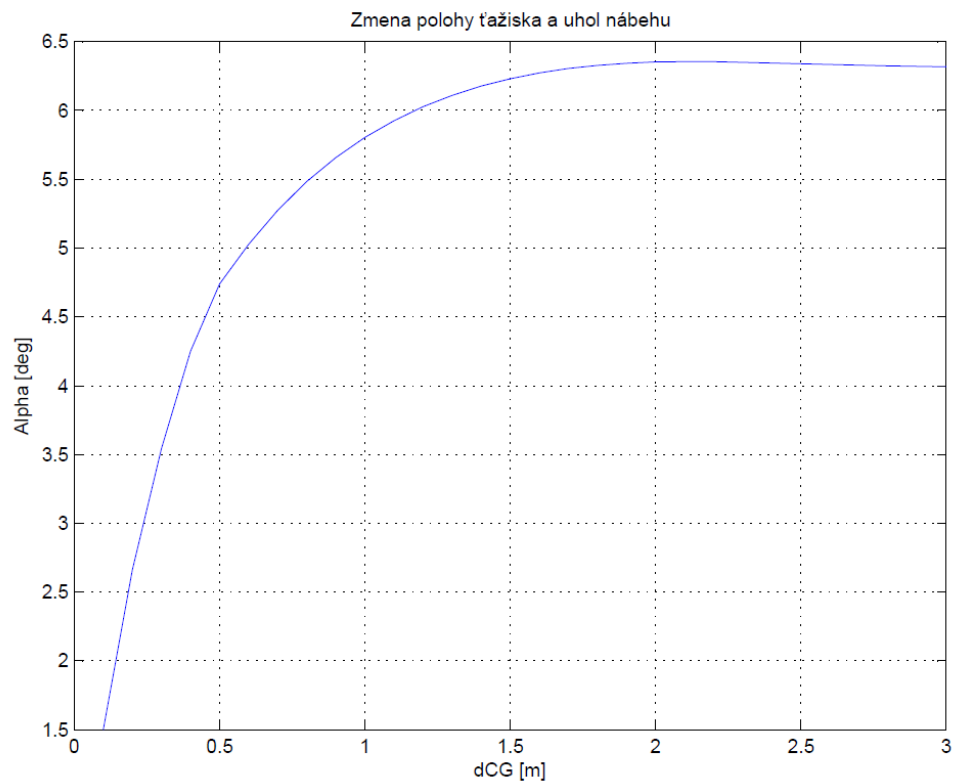
Na lineárnom modeli na Obr. 8-15 je vidieť, že systém dosiahol požadovanú výšku v čase medzi 100s a 130s. Na Obr. 8-16 je v tomto čase vidieť prekmit všetkých sledovaných veličín. Je to čas, kedy došlo k prepnutiu integrálnej zložky regulátoru.

9 ANALÝZA VPLYVU POLOHY ŤAŽISKA NA DANÝ MODEL LIETADLA

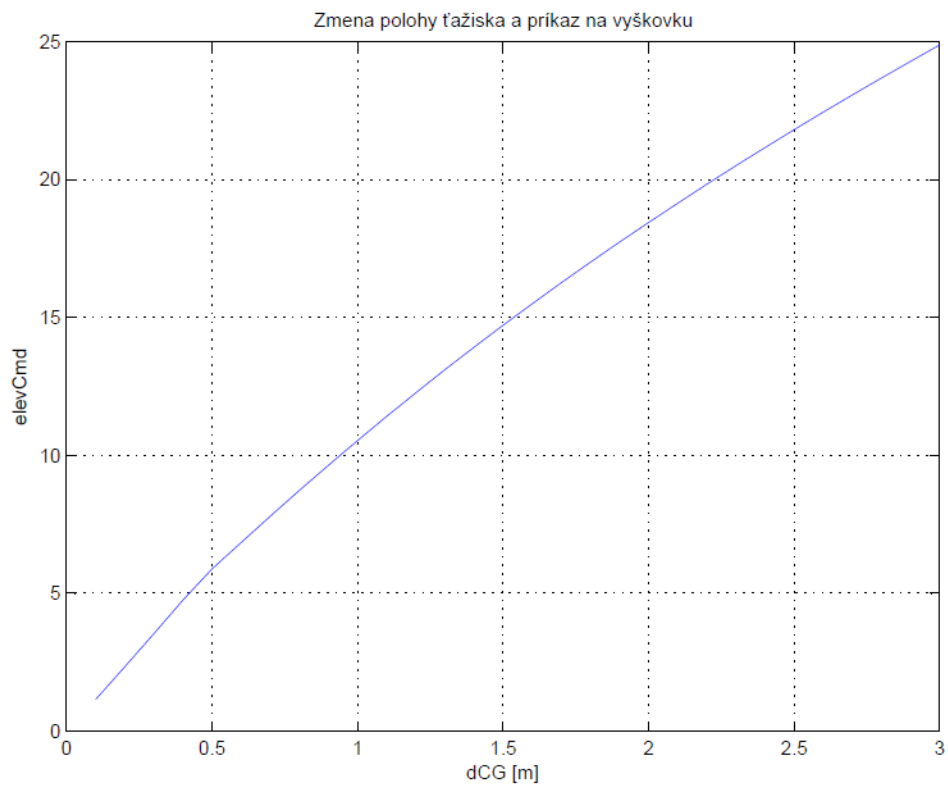
Rozsah polohy ťažiska v lietadle je pevne daný konštruktérom lietadla. V prípade, že dôjde k zmene počas letu, pôsobiace sily a momenty zmenia svoje rozloženie a do automaticky riadeného letu musí zasiahnuť pilot. V prípade, že riadiaci systém lietadla bude mať správnu informáciu o aktuálnej polohe ťažiska, môžeme navrhnúť taký riadiaci systém, ktorý by reagoval rýchlejšie a vhodnejšie ako pilot.

Pre indikáciu zmeny polohy ťažiska počas letu sme sa rozhodli využiť dva výrazne sa meniace parametre. Uhol nábehu lietadla sa zmení vplyvom pôsobenia väčšej vztlakovej sily. Snahou riadiaceho systému je túto zmenu vyrovnať a tak systém vyšle príkaz na zásah na výškovke. Druhým parametrom je teda príkaz na výškovku.

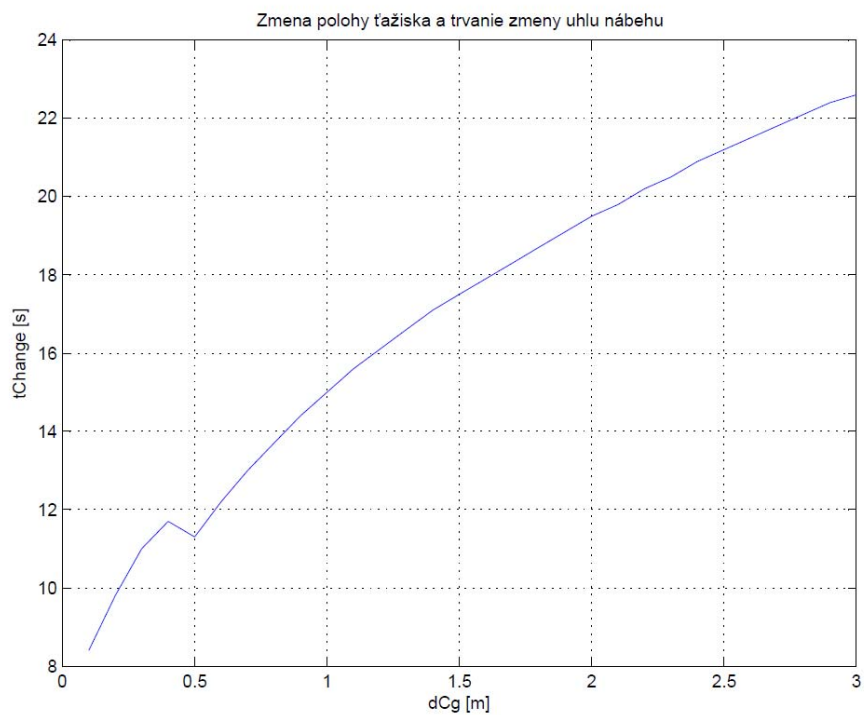
Pre analýzu sme vykreslili závislosť oboch parametrov od zmeny polohy ťažiska. Na Obr. 9-1 a Obr. 9-2 vidíme závislosti, kde sa ťažisko menilo o 0 až po 3 m. 3m je hranica, kde uhol nábehu už nemôže dosiahnuť väčšiu hodnotu. Pri ďalšom posune ťažiskom prekročíme letovú obálku. Po prekročení letovej obálky lietadlo už nie sme schopní ovládať a hrozí rozpad jeho konštrukcie. Pre ďalšie kroky teda budeme uvažovať, že ťažisko sa pohne smerom k zadnej časti lietadla a len v rozsahu 0m až 3m. Ďalším dôležitým parametrom je čas, za ktorý zmena uhlu nábehu nastane. V prípade, že nastane zmena uhlu nábehu za veľmi krátky čas, nemusí sa jednať o zmenu polohy ťažiska. Často krát k takejto zmene dôjde vplyvom turbulencií a tieto zmeny chceme podchytiť. Na Obr. 9-3 je vykreslená závislosť, kde na x – ovej osy je zmena polohy ťažiska v rozsahu od 0m po 3m. Na y – ovej osy je vykreslené trvanie doby medzi maximálnym a minimálnym uhlom nábehu pri danej polohe ťažiska. V prípade, že by sa jednalo o zmeny uhlu nábehu spôsobené turbulenciami, zmeny by trvali menej než 8s. Tieto zmeny uvažovať nebudeme.



Obr. 9-1: Priebeh zmeny uhlu nábehu pri zmene polohy ťažiska



Obr. 9-2: Priebeh zmeny príkazu na výškovku pri zmene polohy ťažiska



Obr. 9-3: Priebeh trvania zmeny uhlu nábehu pri zmene polohy ťažiska

10 URČENIE AKTUÁLNEJ POLOHY ŤAŽISKA NA ZÁKLADE FUZZY LOGIKY

V rámci adaptívneho prístupu sme sa rozhodli na určenie aktuálnej polohy ťažiska použiť fuzzy logiku. Prečo nemôžu byť použité iné adaptívne metódy je vysvetlené v kapitole (1.5). Z predchádzajúcej kapitoly je jasné, že vstupmi do fuzzy systému budú:

$dAoA$ – zmena uhlu nábehu, [deg]

$elevCmd$ – akčný zásah systému na výškovku [deg]

$tChange$ – čas, ktorý uplynul medzi minimálnou a maximálnou hodnotou zmeny uhlu nábehu, [s]

Výstupom bude odhadovaná poloha ťažiska dCg [m].

Z obrázkov Obr. 9-1 až Obr. 9-3 sme z nameraných dát vybrali nasledujúce, ktoré budú slúžiť ako základ pre návrh pravidiel:

Tabuľka 10-1: Data použité pre návrh pravidiel

$tChange$ [s]	$dAoA$ [deg]	$elevCmd$ [deg]	dCG [m]
11,3	4,7516	5,8845	0,5
15,1	5,8955	10,5391	1,0
17,6	6,5010	14,7173	1,5
19,6	6,8468	18,4451	2,0
21,3	7,0831	21,8088	2,5
22,8	7,1978	24,8791	3,0

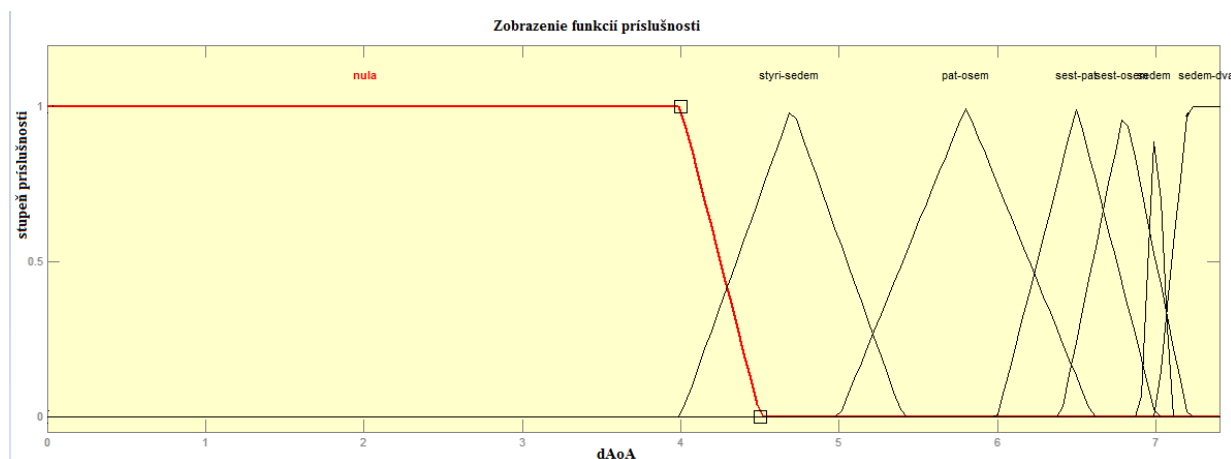
Proces fuzzifikácie znamená priradiť nameraným hodnotám vstupné veličiny pomocou funkcií príslušností. Pod tabuľkou je vždy zobrazené pokrytie univerza funkciami príslušnosti. Trojuholníkové funkcie príslušnosti sú vždy symetrické. Nesymetrické zobrazenie je vadou použitého editoru.

Pre zmenu uhlu nábehu je fuzzifikácia zobrazená v Tabuľka 10-2:

Tabuľka 10-2: Fuzzifikácia pre uhol nábehu

Názov lingvistickej premennej	Rozsah na univerzu	Typ funkcie príslušnosti
nula	-4,5 – 4,5	trojuholníková
stýri-sedem	4 – 5,4	trojuholníková
pat-osem	5 – 6,6	trojuholníková
sest-pat	6 – 7	trojuholníková

sest-osem	6,4 – 7,2	trojuholníková
sedem	6,9 – 7,1	trojuholníková
sedem-dva	7 – 7,2	lichobežníková

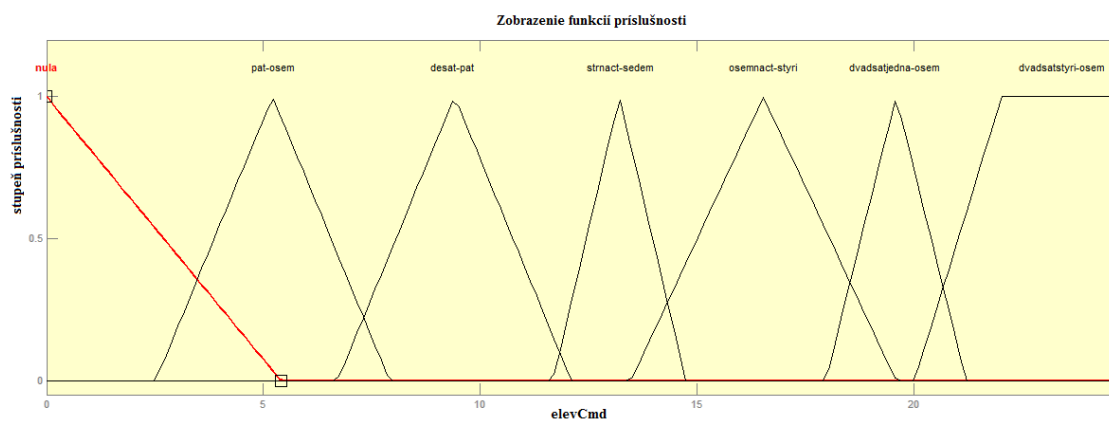


Obr. 10-1: dAoA pokrytie univerza

Pre príkaz na výškovku je fuzziifikácia uvedená v Tabuľka 10-3:

Tabuľka 10-3: Fuzziifikácia pre príkaz na výškovku

Názov lingvistickej premennej	Rozsah na univerzu	Typ funkcie príslušnosti
nula	-5,4 – 5,4	trojuholníková
pat-osem	2,8 – 8,8	trojuholníková
desat-pat	7,5 – 13,5	trojuholníková
strnact-sedem	13 – 16,4	trojuholníková
osemnact - styri	15 – 21,8	trojuholníková
dvadsatjedna-osem	20 – 23,6	trojuholníková
dvadsatstyri-osem	22 – 24,8	lichobežníková

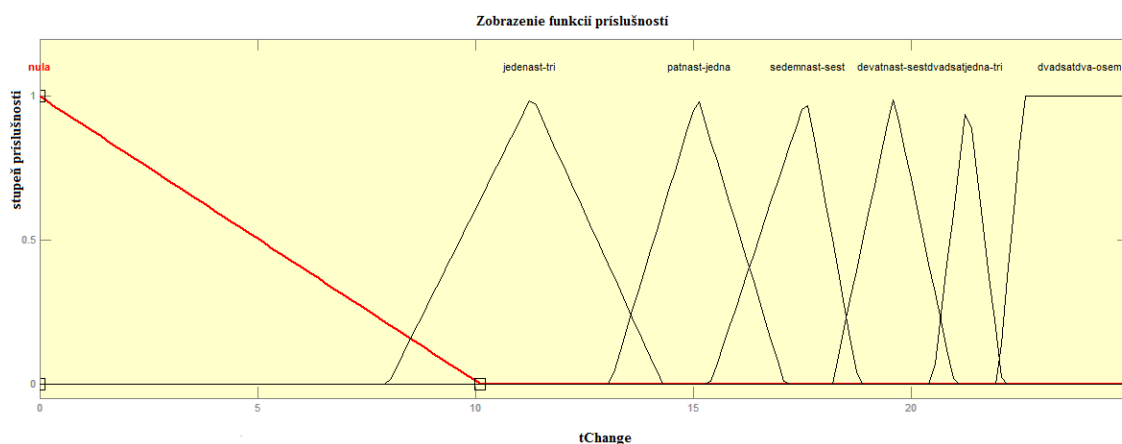


Obr. 10-2: elevCmd - pokrytie univerza

Fuzzifikácia pre čas je v Tabuľka 10-4 a fuzzifikácia pre zmenu polohy ťažiska v Tabuľka 10-5.

Tabuľka 10-4: Fuzzifikácia pre čas

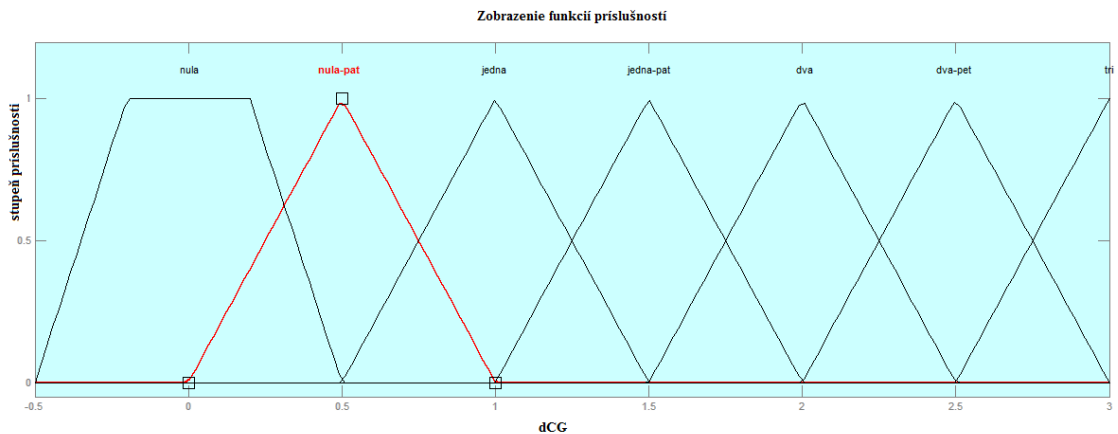
Názov lingvistickej premennej	Rozsah na univerzu	Typ funkcie príslušnosti
nula	-10,11 – 10,11	trojuholníková
jedenast-tri	8 - 14,3	trojuholníková
patnast-jedna	13,1 – 17,1	trojuholníková
sedemnat-sest	15,4 – 18,8	trojuholníková
devetnat-sest	18,2-21	trojuholníková
dvadsatjedna-tri	20,5 – 22,1	trojuholníková
dvadsatdva-osem	22 – 25	lichobežníková



Obr. 10-3: tChange - pokrytie univerza

Tabuľka 10-5: Fuzzifikácia pre zmenu polohy ťažiska

Názov lingvistickej premennej	Rozsah na univerzu	Typ funkcie príslušnosti
nula	-0,5 – 0,5	lichobežníková
nula-pat	0 - 1	trojuholníková
jedna	0,5 – 1,5	trojuholníková
jedna-pat	1 - 2	trojuholníková
dva	1,5 – 2,5	trojuholníková
dva-pat	2 - 3	trojuholníková
tri	2,5 - 3	lichobežníková



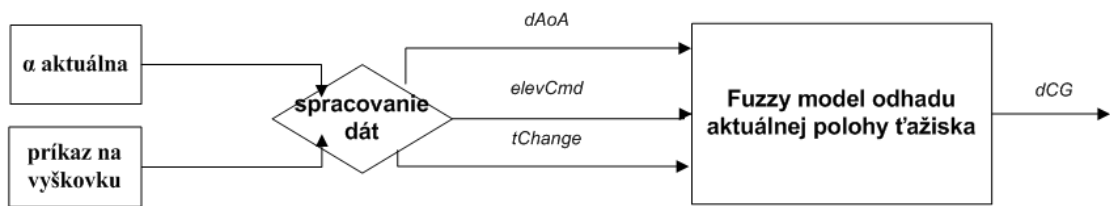
Obr. 10-4: dCG - pokrytie univerza

Takto navrhnutý model na odhad aktuálnej polohy ťažiska sme pomocou Fuzzy toolboxu vytvorili v programe Matlab. Podľa Tabuľka 10-1 sme zaviedli nasledujúce pravidlá:

- Ak (dAoA je nula) potom (dCG je nula).
- Ak (ElevCmd je nula) potom (dCG je nula).
- Ak (tChange je nula) potom (dCG je nula).
- Ak (dAoA je styri-sedem) a (ElevCmd je pat-osem) a (tChange je jedenast-tri) potom (dCG je nula-pat).
- Ak (dAoA je nula je pat-osem) a (ElevCmd je nula-pat) a (tChange je patnast-jedna) potom (dCG je jedna).
- Ak (dAoA je nula je sest-pat) a (ElevCmd je strnact-sedem) a (tChange je sedemnast-sest) potom (dCG je jedna-pat).
- Ak (dAoA je nula je sest-osem) a (ElevCmd je osemnact-styri) a (tChange je devatnast-sest) potom (dCG je dva).
- Ak (dAoA je nula je sedem) a (ElevCmd je dvadsatjedna-osem) a (tChange je dvadsatjedna-tri) potom (dCG je dva-pat).
- Ak (dAoA je nula je sedem-dva) a (ElevCmd je dvadsatstyri-osem) a (tChange je dvadsatdva-osem) then (dCG je tri).

Vytvorený model je model typu Mamdani a typ defuzzifikácie centroid. To znamená, že v prípade, kedy systém nevie jasne rozhodnúť o tom, do ktorej množiny hodnoty patria, vyberie strednú hodnotu.

Takto navrhnutý systém na odhadovanie aktuálnej polohy ťažiska sme zapojili do nelineárneho modelu lietadla. Bloková schéma zapojenia v nelineárnom modeli je Obr. 10-5.



Obr. 10-5: Fuzzy odhad aktuálnej polohy ťažiska v nelineárnom modeli

Zmenu polohy ťažiska ovládame manuálne pomocou príkazového riadku v programe Matlab. Pomocou premennej CG_Var nastavíme požadovanú hodnotu zmeny polohy ťažiska. Zmena v nelineárnom modeli je nastavená tak, aby sa aktuálna hodnota ťažiska zmenila o hodnotu CG_Var v čase 50 s. Pre zmenu polohy ťažiska uvažujeme len kladné hodnoty. Ďalším premenným parametrom je CG_Var_Rate . Hodnota tohto parametru určuje rýchlosť s akou sa pohne ťažisko lietadla. Pri testovaní sme ako vstupy do fuzzy modelu sme použili požadované parametre z nelineárneho modelu.

Podmienky letu, pre ktoré budeme systém testovať sú uvedené nižšie. Predpokladáme, že lietadlo letí rovnomerným priamočiarym letom.

$$H = 5000\text{m}$$

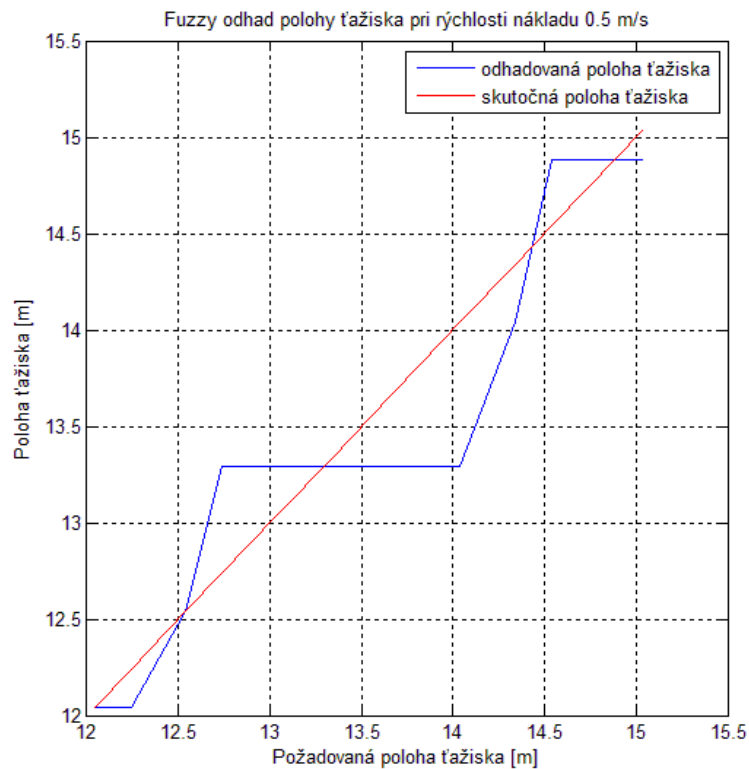
$$u = 140\text{ m/s}$$

$$\alpha = 2,46\text{ [deg]}$$

$$d_elev = 0\text{ [deg]}$$

$$d_stab = 0,81\text{ [deg]}$$

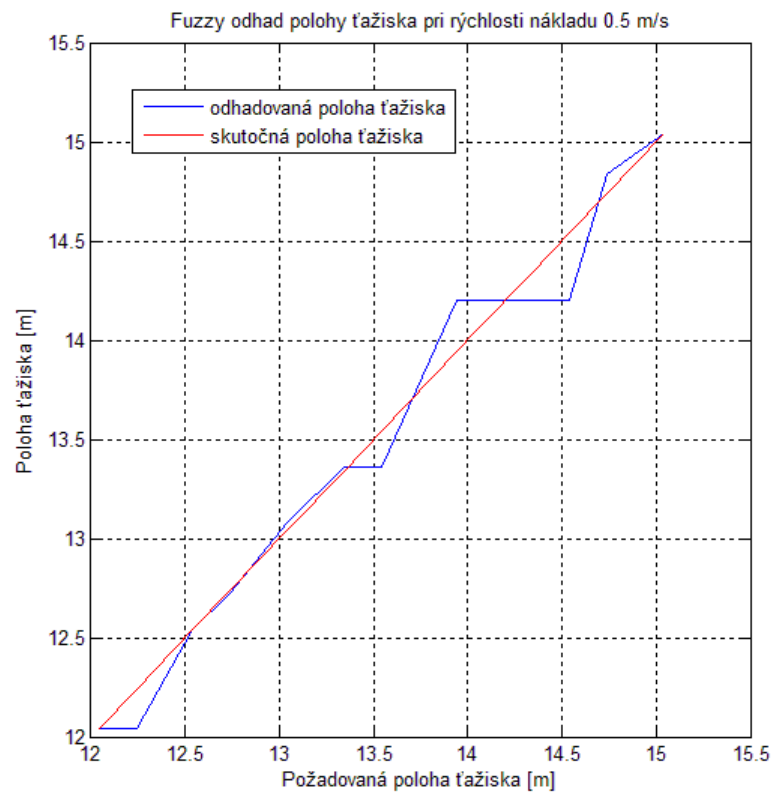
Požadovali sme zmenu polohy ťažiska v rozsahu od 0m po 3m. Okrem okrajových bodov, pre ktoré sme navrhli pravidlá, nás zaujímali aj iné body. Testovali sme systém na nasledujúce zmeny polohy ťažiska: 0m, 0,2m, 0,5m, 0,7m, 1m, 1,3m, 1,5m, 1,9m, 2m, 2,3m, 2,5m, 2,7m, a 3m. Výsledky sú zobrazené na Obr. 10-6.



Obr. 10-6: Odhad polohy ťažiska pomocou fuzzy systému

Tie isté hodnoty sme testovali aj pri zmene polohy ťažiska rýchlosťou 1 m/s a 3m/s. Hodnoty, ktoré systém určil boli rovnaké, preto obrázky nebudeme uvádzať. Na x-ovej osi je zobrazená požadovaná zmena polohy ťažiska. Počiatočná poloha ťažiska v lietadle je 12.04m. Na x-osi teda vidíme hodnoty, ktoré požadujeme zvýšené o hodnotu 12.04m. Na y-ovej osi vidíme skutočné hodnoty polohy ťažiska.

Posunutie ťažiska určené fuzzy systémom sa od skutočného posunutia ťažiska líši najviac o 0,8m. Je to dané nastavením fuzzy pravidiel. Navrhujeme preto nový fuzzy systém, aby sme zvýšili presnosť. Zvýšime počet pravidiel. Pridáme pravidlá pre zmenu polohy ťažiska o 0,8 m a 0,2m. Okrem toho upravíme funkcie príslušnosti pre *elevCmd* a *tChange*. Ak sa *elevCmd* zmení o menej než 4 [deg] budeme predpokladať, že ťažisko sa pohlo o „málo“. Pre rozsah od 4 deg po 24,8 deg sa ťažisko pohlo o „veľa“. Podobne sme upravili funkcie príslušnosti pre premennú *tChange*. Ak zmena *dAoA* trvala menej ako 10s, predpokladáme trubulencie. Ak *tChange* bolo v rozsahu od 10s do 25s, potom sa ťažisko pohlo o „veľa“. Vykreslili sme rovnakú závislosť ako na Obr. 10-6. Vidíme, že chyba odhadu sa znížila, maximálne dosiahne hodnotu 0,5m. Ďalším ladením by sme dosiahli ešte vyššiu presnosť. Presnosť 0,5m je dostačujúca, pretože regulátory sme navrhovali pre rôzne polohy ťažiska s krokom 0,5m.



Obr. 10-7: Odhad polohy ťažiska pomocou fuzzy systému s novými pravidlami

11 UDRŽANIE KONŠTANTNEJ VÝŠKY LIETADLA PRI ZMENE POLOHY ŤAŽISKA

V prípade posunu ťažiska počas letu, pôvodný riadiaci systém nestačí na vykompenzovanie vzniknutej poruchy. Navrhli sme preto nové konštanty autopilota pre udržanie uhlu pozdĺžneho sklonu. Pri návrhu bola v modely použitá zmenená poloha ťažiska. Experimentálne sme na nelineárnom modely doladili pôvodné konštanty tak, aby odozva systému nemala veľký prekmit a reagovala dostatočne rýchlo. Navrhnuté konštanty sú zhrnuté v Tabuľka 11-1:

Tabuľka 11-1:Upravené konštanty regulátoru

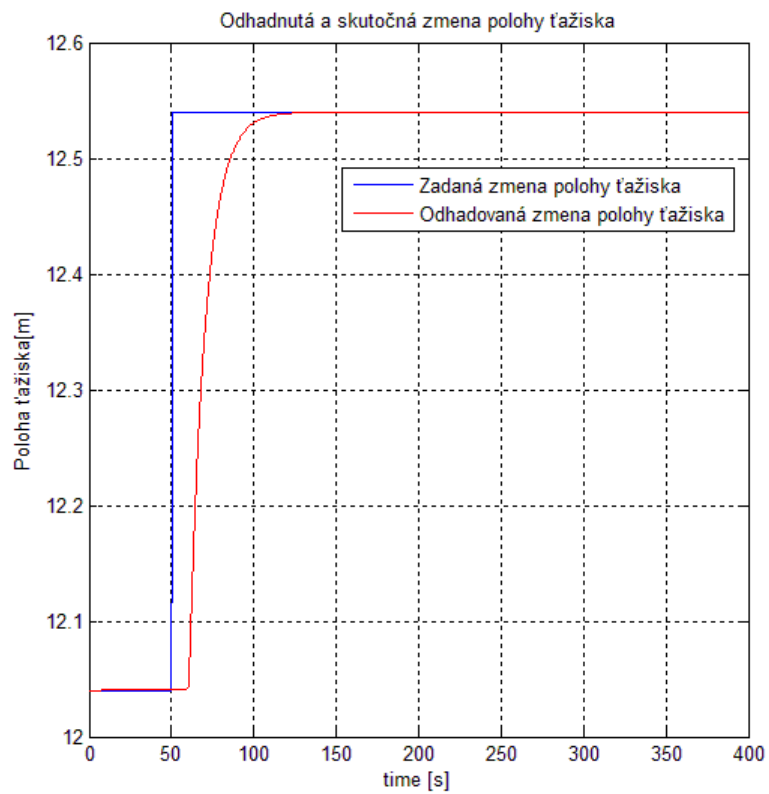
dCG [m]	K _I	K _P
0	0,05	0,26
0,5	0,50	0,45
1	0,50	1,5
1,5	0,50	1,8
2	0,50	1,9
2,5	0,50	2,0
3	0,05	2,1

Takto navrhnuté konštanty sme pomocou vyhľadávacích tabuliek pridali do lineárneho modelu. V prípade zmeny polohy ťažiska si systém vybral príslušné hodnoty parametrov regulátoru.

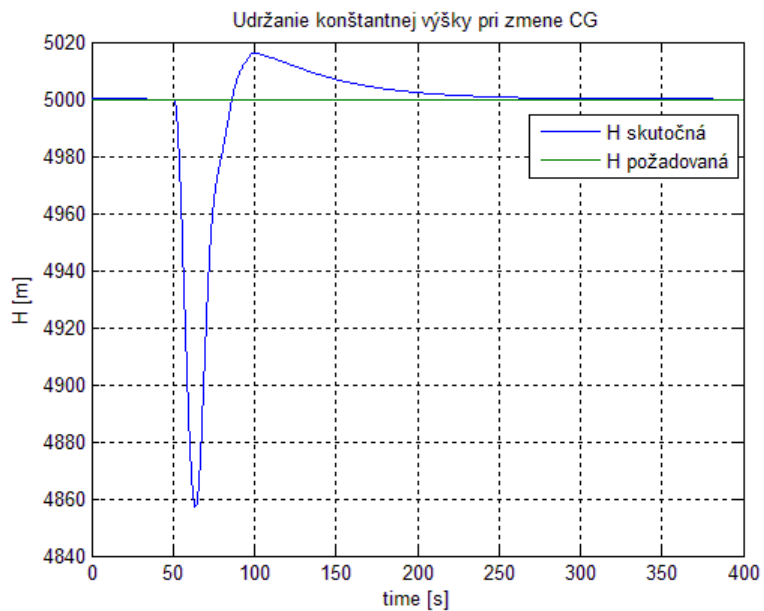
V nasledujúcej časti uvidíme výsledky v prípade niektorých zmien polohy ťažiska. Všetky odozvy sú v prípade zapojenia nového regulátora. V prípade zapojenia pôvodného regulátora je poznámka v popise obrázku.

11.1 Príklad riešenia pre $dCG = 0,5$ m

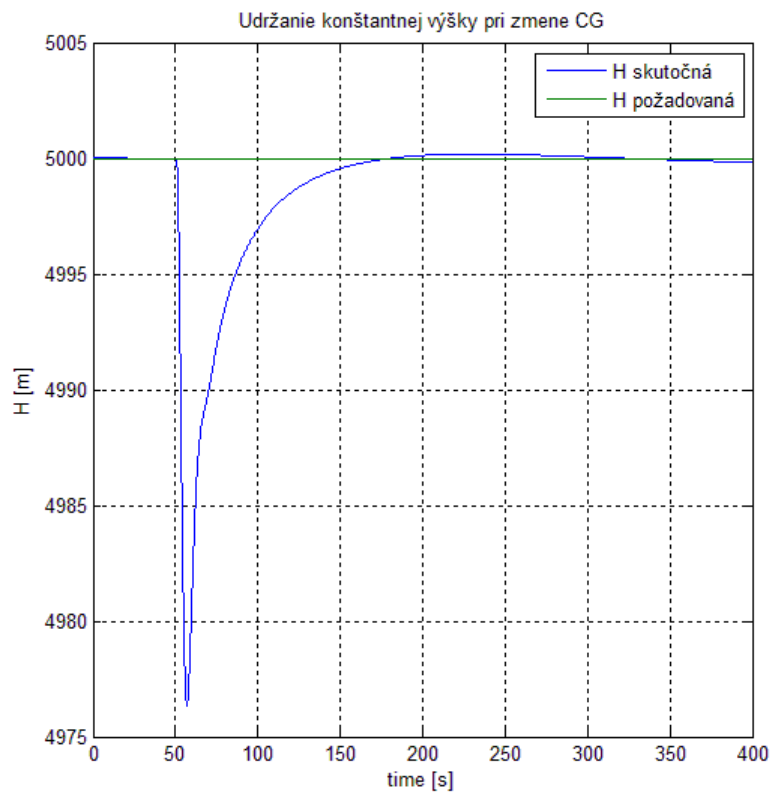
Na nasledujúcich obrázkoch je reakcia systému v prípade, že sa ťažisko pohlo o 0,5 m.



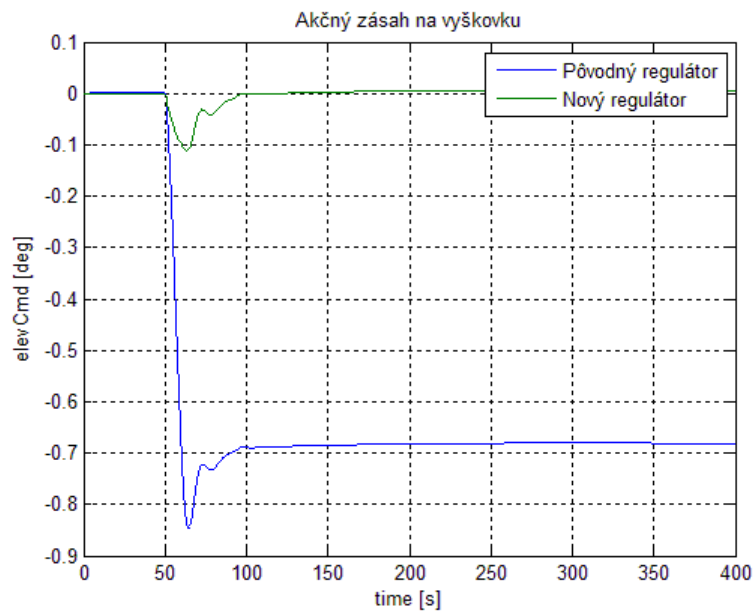
Obr. 11-1: Odhad polohy ťažiska v prípade dCG = 0,5 m



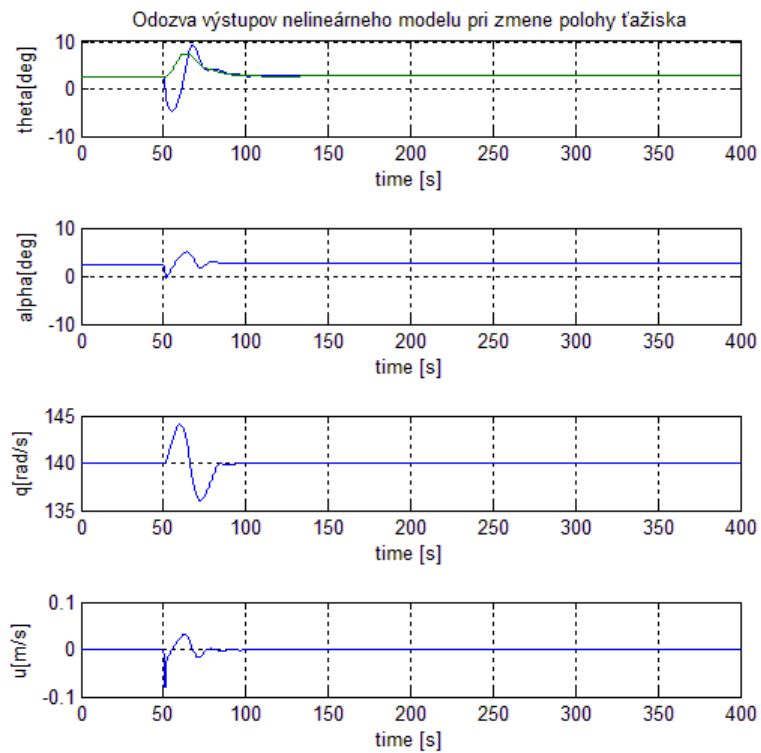
Obr. 11-2: Udržanie konštantnej výšky v prípade dCG 0,5 m



Obr. 11-3: Udržanie konštantnej výšky v prípade dCG 0,5 m – pôvodný regulátor



Obr. 11-4: Akčný zásah v prípade dCG = 0,5 m

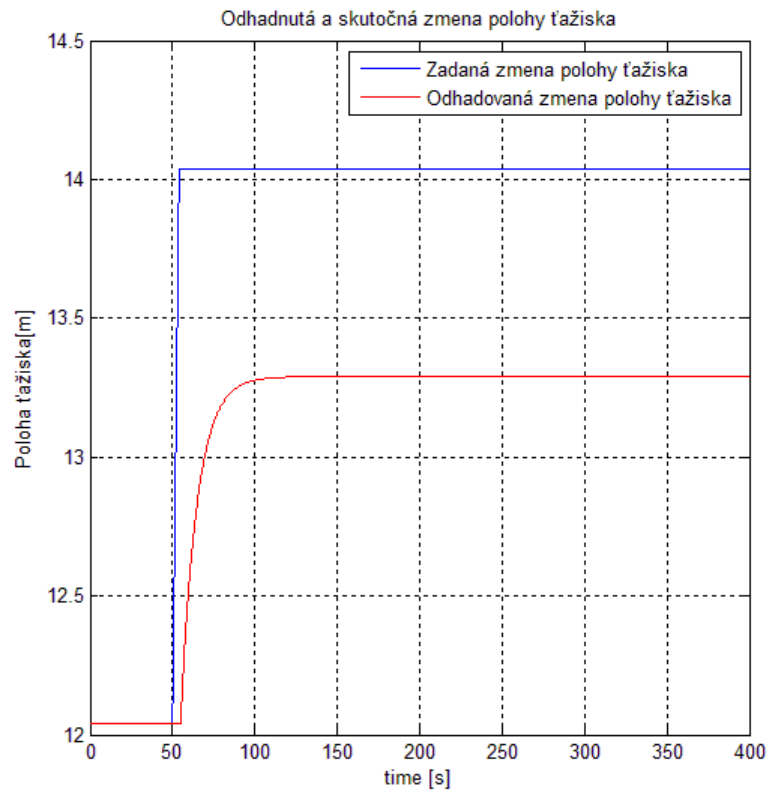


Obr. 11-5: Odozva výstupov v prípade $dCG = 0,5$ m

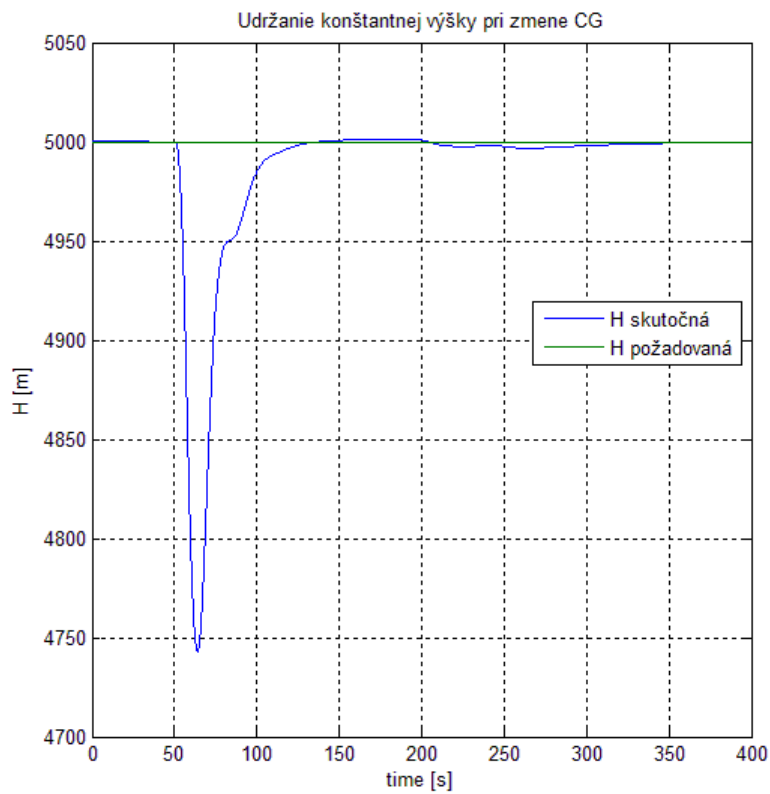
Na Obr. 11-1 až Obr. 11-5 je vidieť, že systém odhadol správne zmenu polohy ťažiska a zároveň vybral správny regulátor. Regulátor splnil všetky požiadavky – udržal konštantnú výšku letu a reagoval dostatočne rýchlo (Obr. 11-3).

11.2 Príklad riešenia pre $dCG = 2\text{ m}$

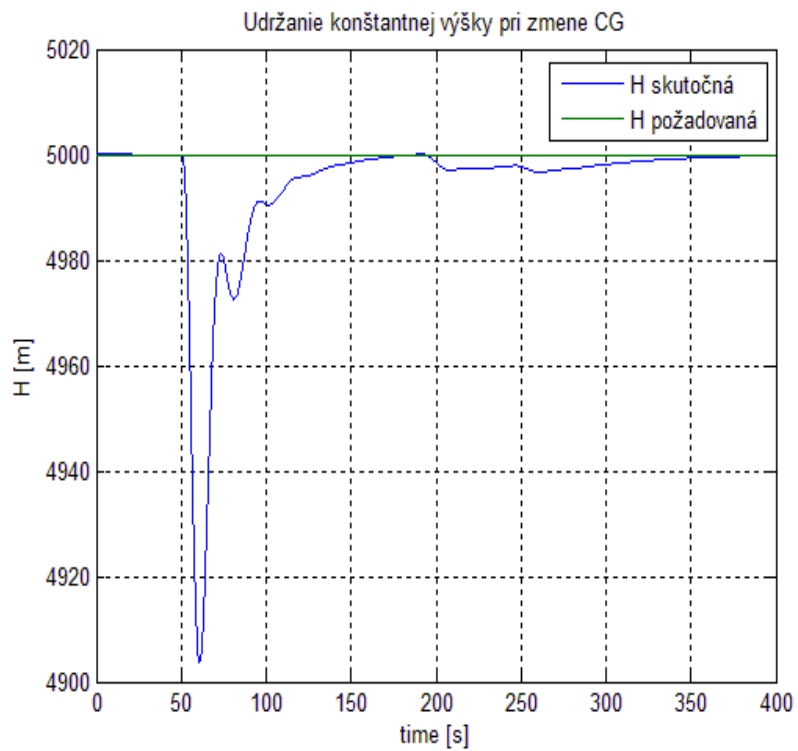
Na nasledujúcich obrázkoch je reakcia systému v prípade, že sa ťažisko pohlo o 2 m.



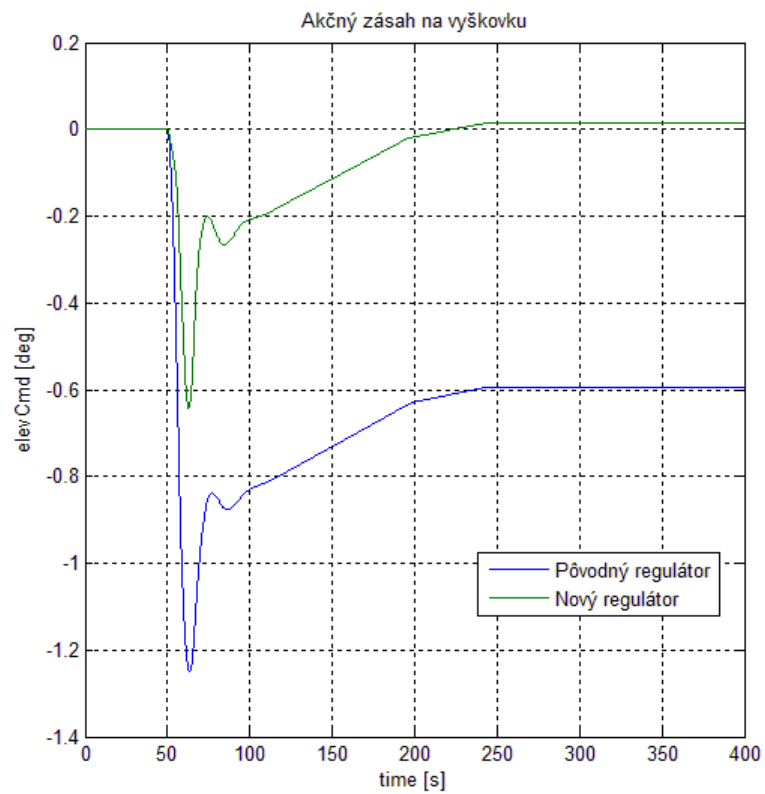
Obr. 11-6: Odhad polohy ťažiska v prípade $dCG = 2\text{ m}$



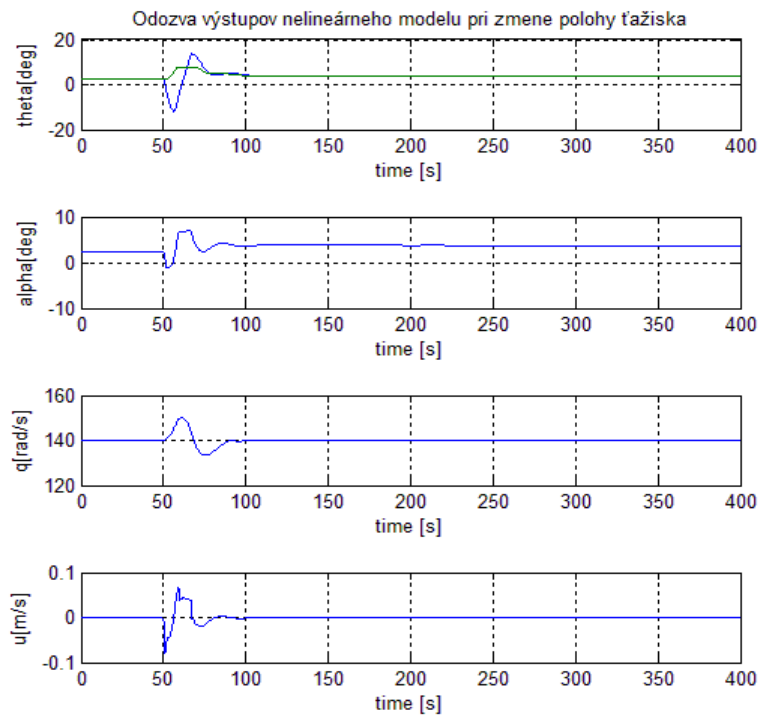
Obr. 11-7: Udržanie konštantnej výšky v prípade $dCG = 2$ m



Obr. 11-8: Udržanie konštantnej výšky v prípade $dCG = 2$ m – pôvodný regulátor



Obr. 11-9: Akčný zásah v prípade dCG = 2 m

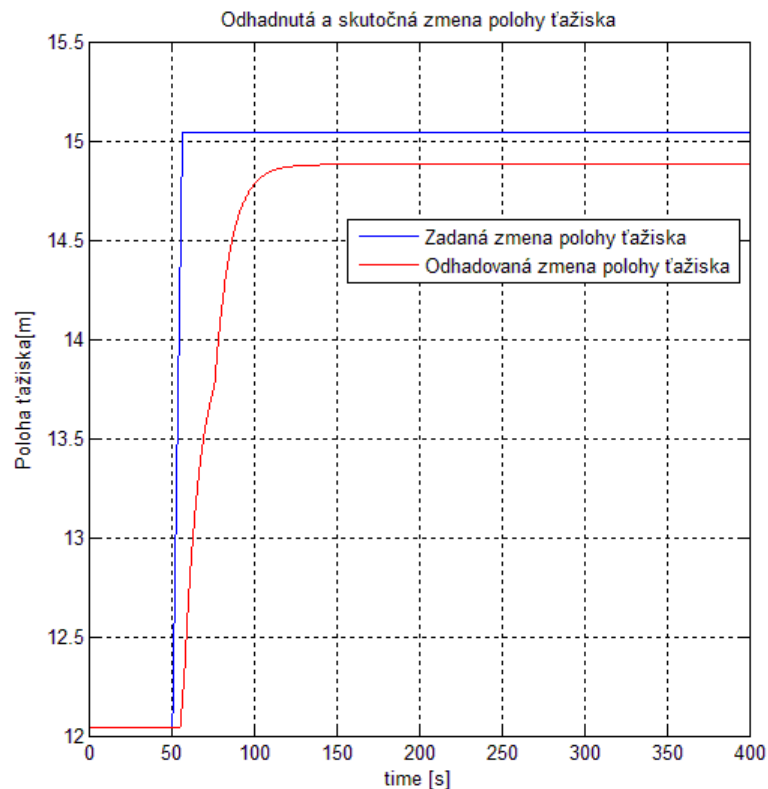


Obr. 11-10: Odozva výstupov v prípade dCG = 2 m

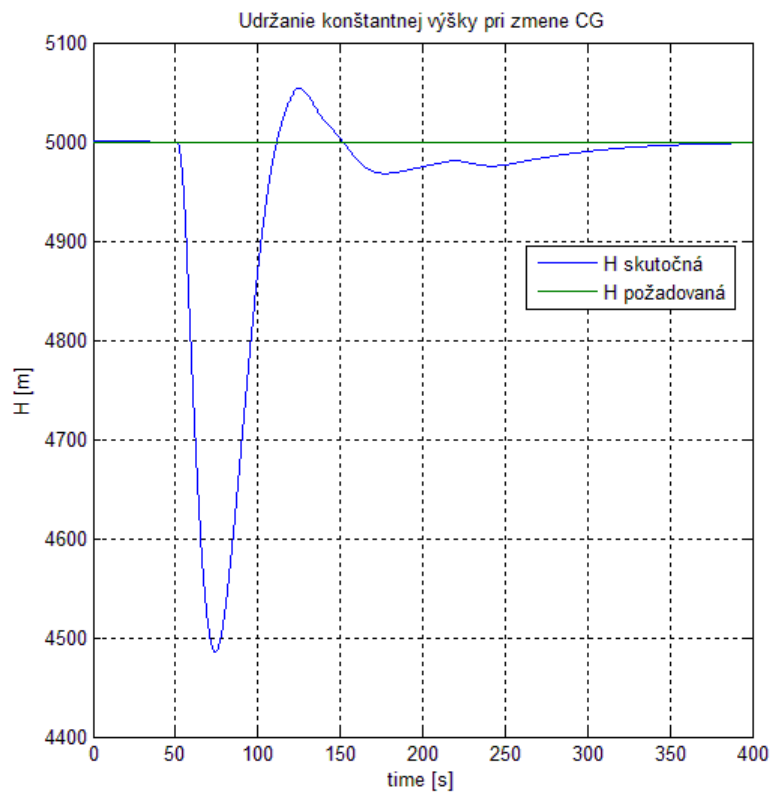
Na Obr. 11-6 vidíme, že požadovaná zmena polohy ťažiska bola o 2 m. Odhadnutá poloha ťažiska pomocou fuzzy systému bola namiesto o 2 m o 1,25 m teda 13,29m. Systém odhadol zmenu polohy ťažiska s chybou 0,75m. Aj napriek tomu navrhnuté regulátory dokázali udržať konštantnú výšku letu s lepšou odozvou ako pôvodný regulátor.

11.3 Príklad riešenia pre $dCG = 3$ m

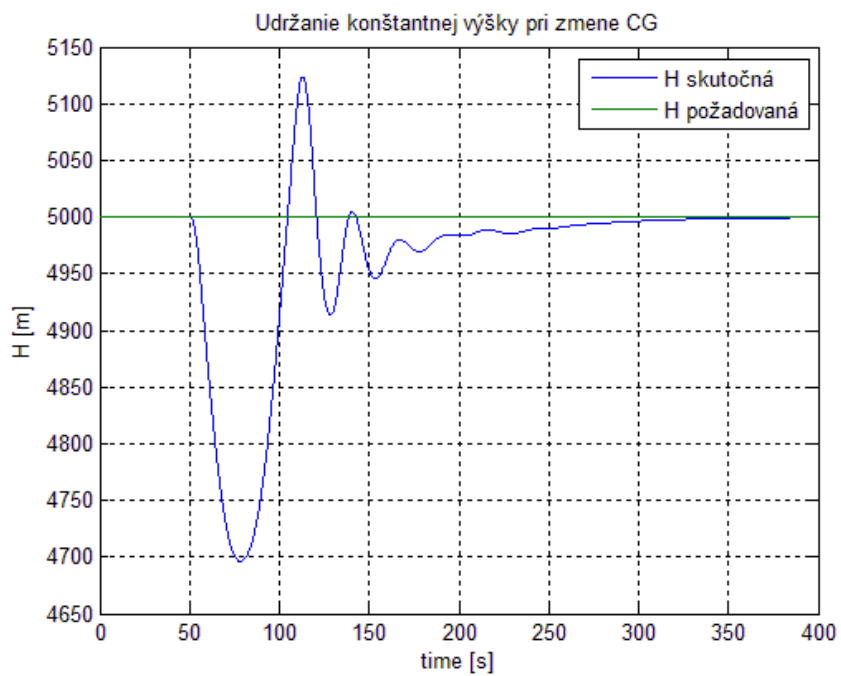
Na nasledujúcich obrázkoch je reakcia systému v prípade, že sa ťažisko pohlo o 3 m.



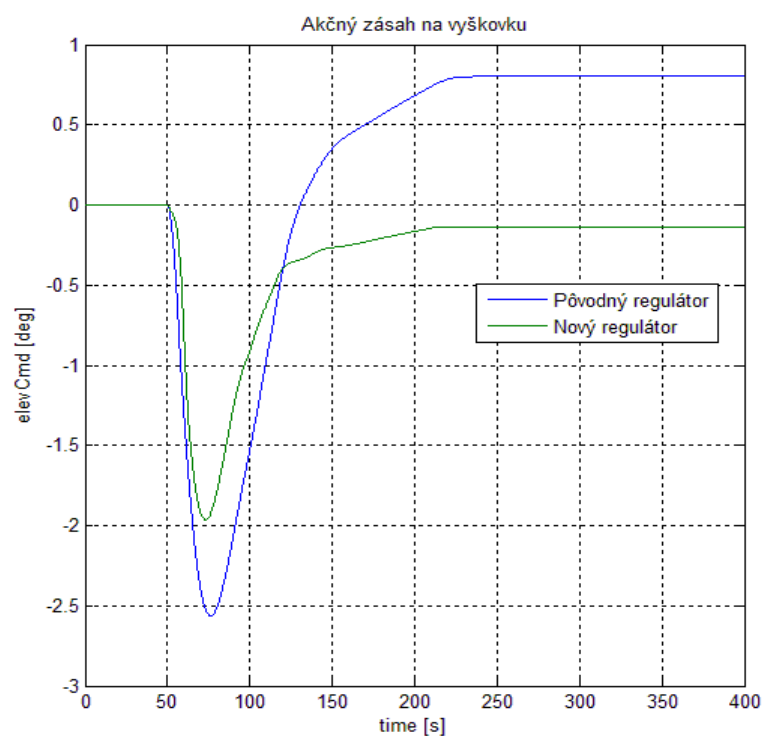
Obr. 11-11: Odhad polohy ťažiska v prípade $dCG = 3$ m



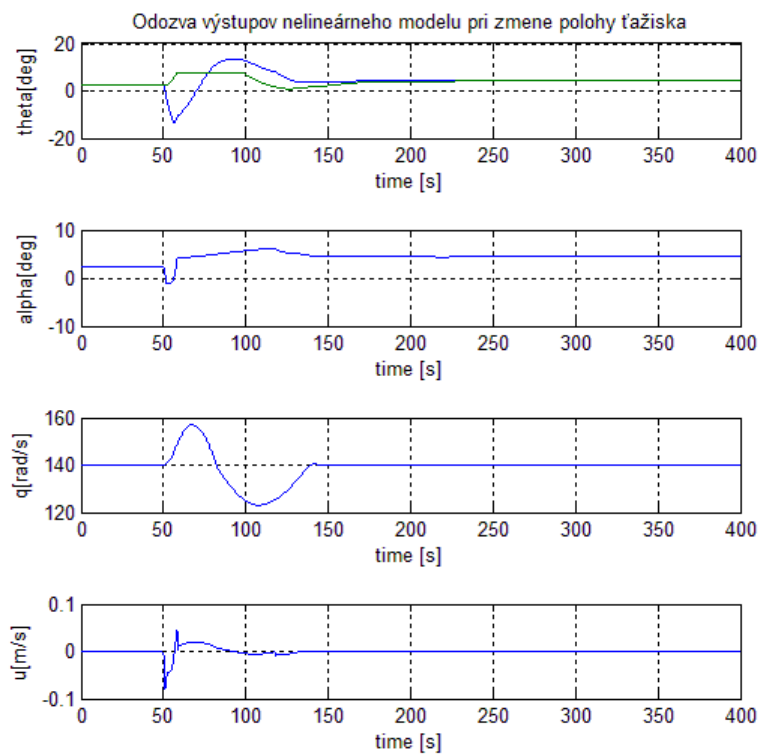
Obr. 11-12: Udržanie konštantnej výšky v prípade dCG 3 m



Obr. 11-13: Udržanie konštantnej výšky v prípade dCG 3 m – pôvodný regulátor



Obr. 11-14: Akčný zásah v prípade dCG = 3 m

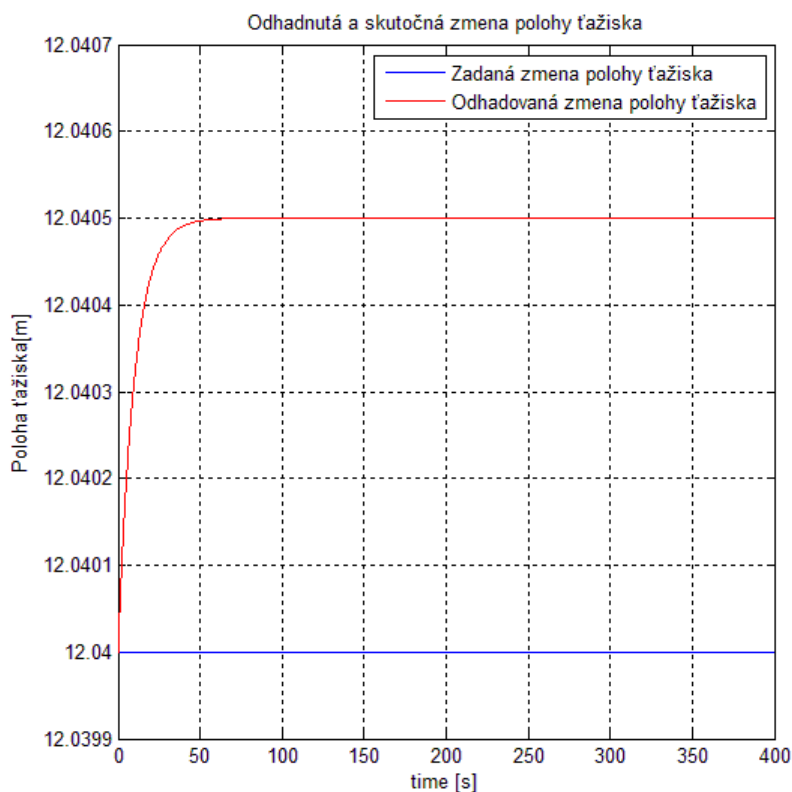


Obr. 11-15: Odozva výstupov v prípade dCG = 3 m

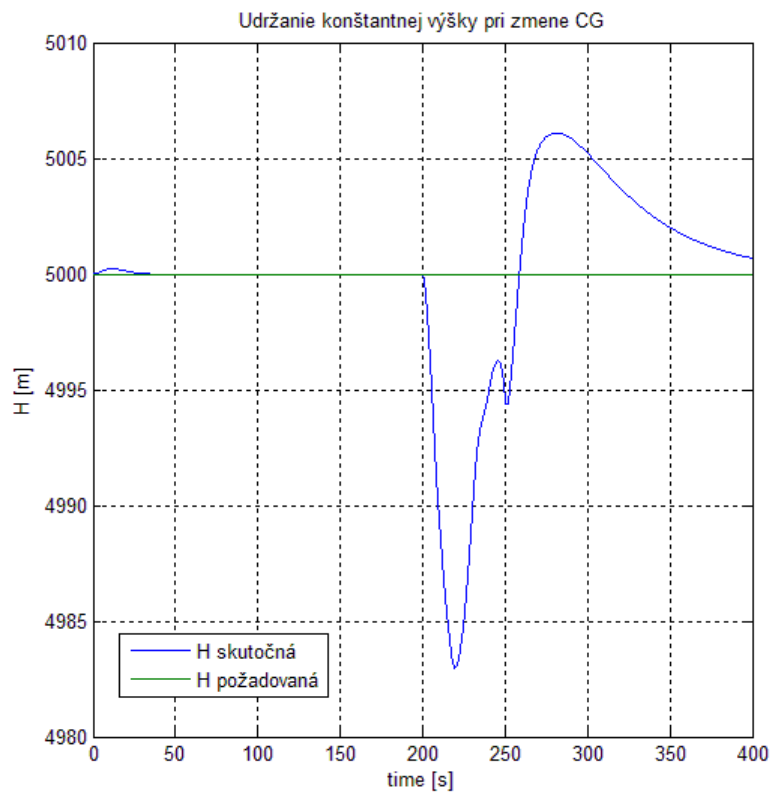
Vidíme, že systém určil novú polohu ťažiska presnejšie ako v predchádzajúcom prípade. Chyba odhadu bola 0,2 m a reakcia nového systému bola oveľa lepšia ako pôvodného – be výrazných prekmitov. Zmena poloha ťažiska o 3 je na hranici letovej obálky tohoto lietadla, preto je potreba určenia novej polohy s čo najväčšou presnosťou. Aj napriek chybe 0,2 m systém reagoval vhodne.

11.4 Reakcia systému na turbulencie

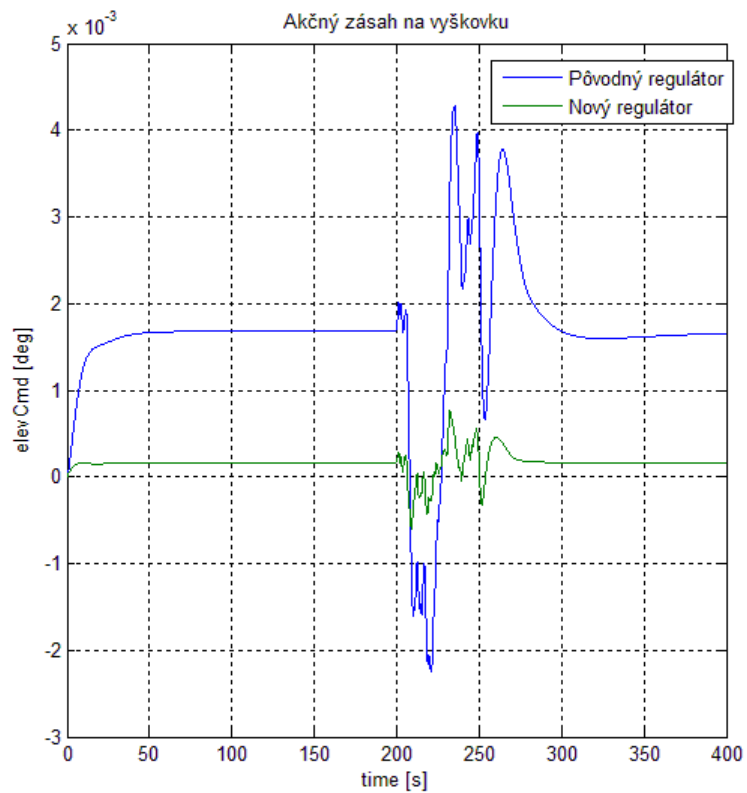
Ak do riadiaceho systému lietadla zavedieme systém na určenie aktuálnej polohy ťažiska, je potreba aby reagoval iba vo chvíli, kedy je jeho činnosť odôvodnená. Už sme spomenuli, že je potreba aby systém rozoznal turbulencie od pohybu nákladu alebo pasažierov a v konečnom dôsledku teda pohybu ťažiska. Na Obr. 11-16 až Obr. 11-19 je test navrhnutého systému v prípade konštantnej letovej výšky a turbulencií. Na Obr. 11-20 až Obr. 11-23 je reakcia systému na turbulencie v prípade stúpania.



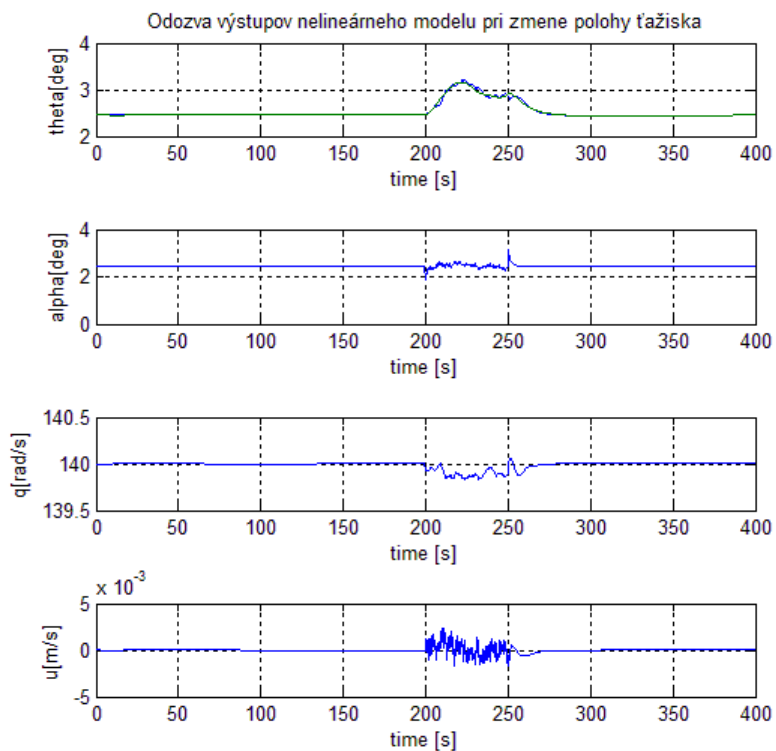
Obr. 11-16: Odhad polohy ťažiska v prípade turbulencií



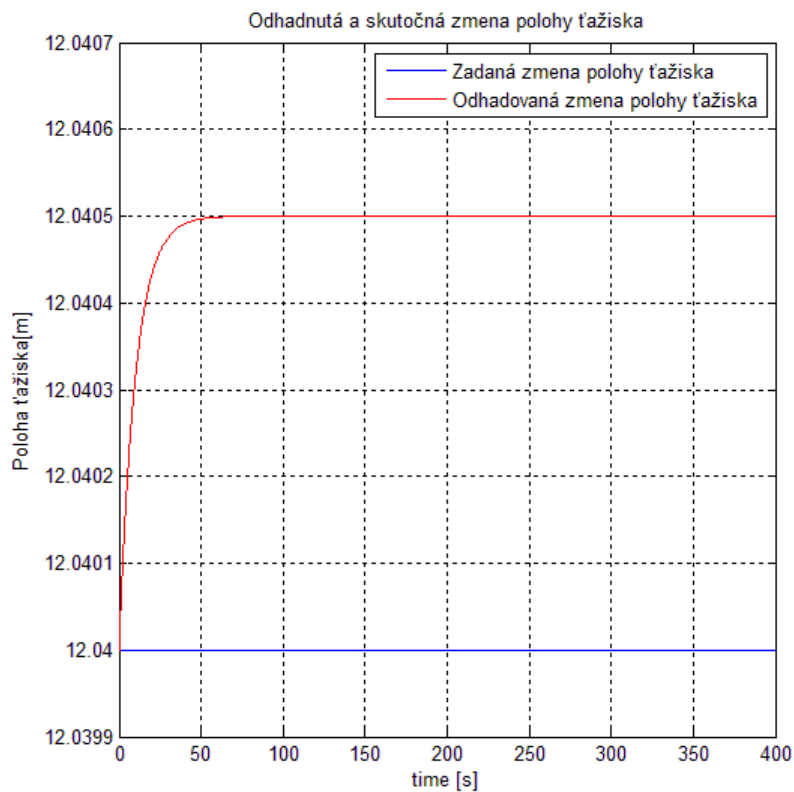
Obr. 11-17: Udržanie konštantnej výšky v prípade turbulencií



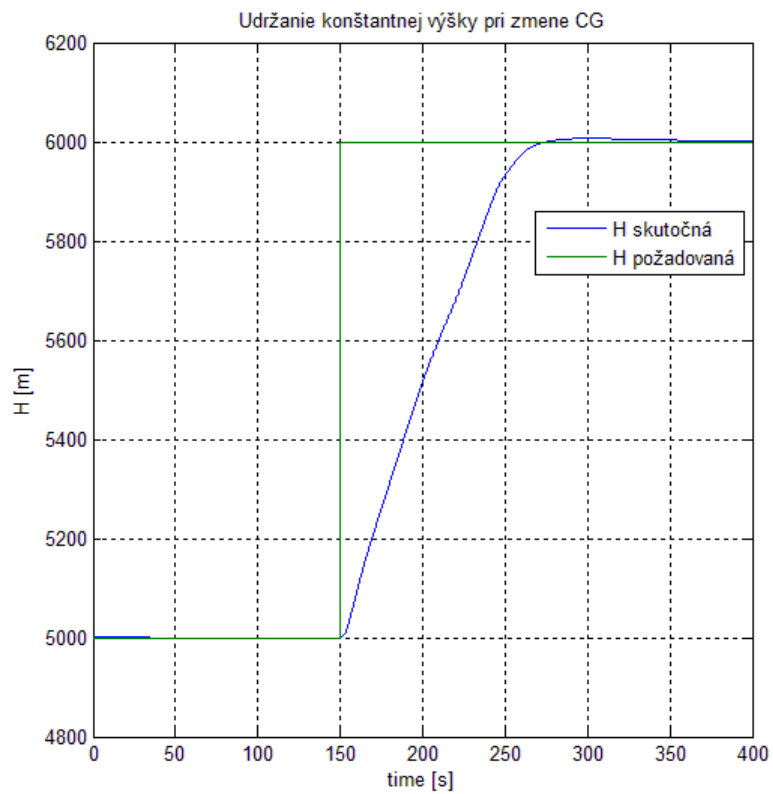
Obr. 11-18: Akčný zásah v prípade turbulencií



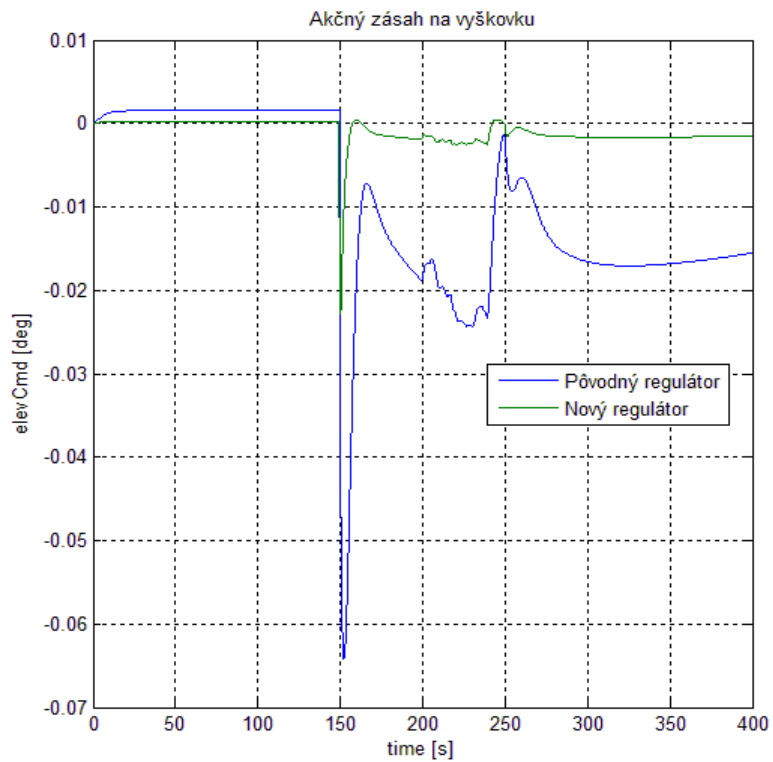
Obr. 11-19: Odozva výstupov v prípade turbulencií



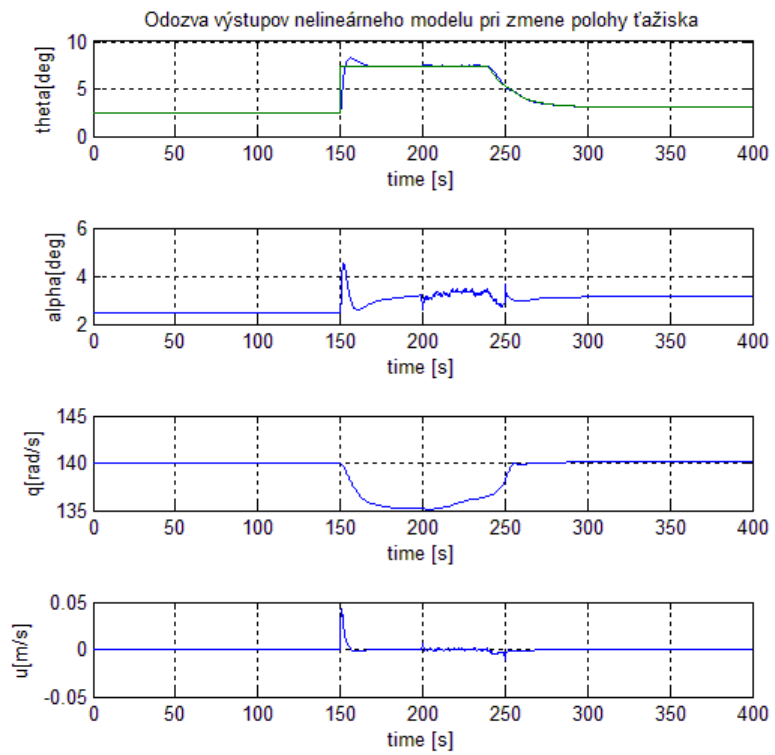
Obr. 11-20: Odhad polohy ťažiska v prípade turbulencií počas stúpania



Obr. 11-21: Udržanie konštantnej výšky v prípade turbulencií počas stúpania



Obr. 11-22: Akčný zásah v prípade turbulencií počas stúpania



Obr. 11-23: Odozva výstupov v prípade turbulencií počas stúpania

12 ZÁVER

Diplomová práca je zameraná na možnosti adaptívneho riadenia letovej výšky lietadla v prípade zmeny polohy ťažiska počas letu.

V teoretickej časti sú uvedené základy aerodynamiky. Pochopenie pôsobenia síl a momentov na lietadlo je základom pre pochopenie správania sa modelu lietadla. Tieto poznatky slúžia na odvodenie matematického modelu lietadla, z ktorého vychádza nelineárny model lietadla, ktorý bol dodaný firmou Honeywell s.r.o. . Ďalej je uvedený stručný úvod do stavovej teórie, ktorý slúži pre vytvorenie lineárneho modelu lietadla. Uvedené sú aj teoretické poznatky k PID regulátorom. Z adaptívnych prístupov sú popísané samočinne sa nastavujúce regulátory (STC) a regulátory s referenčným modelom. Ďalej sa venujeme základom fuzzy logiky.

Samočinne sa nastavujúce regulátory vyžadujú, aby parametre procesu boli konštantné a neznáme. V prípade, že máme parametre procesu známe, musí ich zmena byť pomalšia než je rýchlosť procesu adaptácie. Zmena parametrov lietadla v prípade zmeny polohy ťažiska nastane veľmi rýchlo a vyhodnotenie tejto zmeny systémom a samotné prispôbenie potrebných parametrov trvá výrazne dlhšie. Z tohto dôvodu nebolo možné STC regulátory použiť v diplomovej práci. Regulátory s referenčným modelom sme nemohli použiť, pretože v prípade zmeny polohy ťažiska počas letu sa zmení rozloženie pôsobiacich momentov a teda aj referenčný model. Preto sme sa rozhodli využiť fuzzy logiku.

V praktickej časti diplomovej práce sme ako prvý krok vykonali linearizáciu zadaného nelineárneho modelu a následne vytvorili lineárny model pomocou stavového popisu. Na to, aby sme s lietadlom mohli pracovať sme museli navrhnúť základne regulátory – autopiloty pre udržanie uhlu pozdĺžneho sklonu, konštantnej letovej rýchlosti a nakoniec pre udržanie konštantnej výšky. Prvotný návrh prebiehal na lineárnom modeli. Navrhnuté systémy sme overili aj na nelineárnom modeli a výsledky sme porovnali.

Kľúčovým bodom pre ustálenie výšky lietadla v prípade zmeny polohy ťažiska je určenie aktuálnej polohy ťažiska. Pre tento odhad sme sa rozhodli využiť fuzzy systém. Vytvorili sme systém s tromi vstupmi a jedným výstupom - odhadovanou polohou ťažiska.

Zmenou polohy ťažiska sa zmení rozloženie pôsobiacich síl a momentov. Pôvodne nastavené autopiloty túto zmenu nedokážu vykompenzovať. Na simuláciách sme zistili, že nová dynamika systému je najvýraznejšie ovplyvňovaná autopilotom pre udržanie uhlu pozdĺžneho sklonu. Navrhli sme preto nové konštanty tohto regulátora, ktoré sa aplikujú v prípade, že dôjde k zmene polohy ťažiska. Návrh týchto regulátorov sme vykonali experimentálne na nelineárnom modeli.

V závere sme vyskúšali niekoľko rôznych polôh ťažiska a reakciu navrhnutého systému. Fuzzy systém určil novú polohu ťažiska prevažne presne. Presnosť je možné zvýšiť vhodnejším nastavením interferenčných pravidiel fuzzy systému. Navrhnuté

regulátory dokázali vykompenzovať zmenu polohy ťažiska lepšie než pôvodne navrhnutý regulátor.

Nakoniec sme do systému pridali simuláciu turbulencií, ktoré sú v praxi veľmi časté. Je ukázané ako nový systém reaguje v prípade konštantnej letovej výšky a turbulencií. Systém na odhad polohy ťažiska vyhodnotil nulovú zmenu, čo je správne. V ďalšom príklade je ukázaný príklad turbulencií v prípade stúpania lietadla, opäť s úspešným výsledkom.

Takto navrhnutý prístup priniesol nové možnosti v oblasti zníženia záťaže na pilota. V prípade zmeny polohy ťažiska dôjde k zvýšeniu stresu na pilota. V súčasnosti, nie je implementovaný žiadny mechanizmus na zachytenie takejto poruchy a vzniknutá situácia je veľmi stresujúca. To výrazne zvyšuje pravdepodobnosť zlyhania pilota. V prípade zaradenia takéhoto systému do lietadla by sa dalo predísť katastrofálnym následkom.

Literatúra

- [1] Roskam, J.: *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation, Lawrence, 2001. ISBN 1-884885-17-9
- [2] Pivoňka, P.: *Optimalizace regulátorů*. VUT Brno. Skriptum. 2005
- [3] Pivoňka, P.: *Číslicová a řídicí technika*. VUT Brno. Skriptum. 2003
- [4] Bobál, V. a kol.: *Praktické aspekty samočinně se nastavujících regulátorů*. VUTIUM, 1999
- [5] Pech, Z., Věk, V.: *Systémy řízení letu*. ČVUT Praha. Skriptum. 2006
- [6] Vavřín, P.: *Teorie dynamických systémů*. VUT Brno. Skriptum. 1989

Zoznam použitých symbolov

Skratka/Symbol	Jednotka	Popis
x	-	pozdĺžna súradnicová os
y	-	priečna súradnicová os
z	-	kolmá súradnicová os
θ	[deg]	uhol pozdĺžneho sklonu
ϕ	[deg]	uhol priečného náklonu
ψ	[deg]	kurz
α	[deg]	uhol nábehu
β	[deg]	uhol vybočenia
p	[rad/s]	klonenie
q	[rad/s]	klopenie
r	[rad/s]	zatáčanie
a_z	[ms ⁻²]	normálové lineárne zrýchlenie
a_y	[ms ⁻²]	stranové lineárne zrýchlenie
D	[N]	odporová sila
Z	[N]	vztlaková sila
Y	[N]	stranová sila
M_x	[Nm]	klonivý moment
M_z	[Nm]	zatáčavý moment
M_y	[Nm]	klopivý moment
γ	[deg]	uhol zostupu vo vertikálnej rovine
γ_s	[deg]	uhol zostupu v horizontálnej rovine
δ_e	[deg]	výchylka výškovky
δ_a	[deg]	výchylka krídielok
δ_r	[deg]	výchylka smerovky
F	[N]	výslednica pôsobiacich síl
X'Y'Z	-	zložky Zemského súradnicového systému
XYZ	-	zložky lietadlového súradnicového systému
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	[rad/s]	zložky uhlovej rýchlosti
M_x, M_y, M_z	[Nm]	zložky momentu hybnosti
m	[kg]	hmotnosť lietadla
V	[ms ⁻¹]	rýchlosť ťažiska lietadla (v rovniciach)
u	[ms ⁻¹]	rýchlosť letu (v modely, praktickej časti)
A	-	matica vntúroných väziev systému
B	-	matica väziev systému na vstup
C	-	výstupná matica

D	-	matica priamych väzieb výstupov na vstupy
$y(t)$	-	výstup systému
P	-	proporiconálna zložka regulátoru
I	-	integračná zložka regulátoru
D	-	derivačná zložka regulátoru
K	-	zosilnenie regulátoru
T_I	-	integračná časová konštanta regulátoru
T_D	-	derivačná časová konštanta regulátoru
$e(t)$	-	regulačná odchýlka
$u(t)$	-	akčný zásah