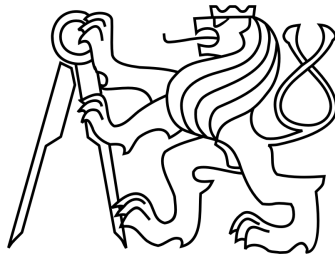


ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE
FAKULTA ELEKTROTECHNICKÁ

KATEDRA KYBERNETIKY



BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

Posouzení stability letounu L410 se zapojeným
autopilotem

Autor: Filip Majer

Vedoucí práce: doc. Ing. Martin Hromčík, Ph.D.

Leden 2017

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

Student: Filip Majer
Studijní program: Kybernetika a robotika (bakalářský)
Obor: Robotika
Název tématu: Posouzení stability letounu L410 se zapojeným autopilotem

Pokyny pro vypracování:

Proveďte posouzení pouze v jedné ose a to podélné ose letounu s jedním akčním členem - výškovým kormidlem. Jako vstup použijte reálné hmotnostní a aerodynamické vlastnosti letounu L410 NG pro vybraný jeden ustálený letový režim. Pro tyto vstupní údaje navrhnete základní parametry autopilota. Systém uvažujte lineární a při návrhu PI regulátoru považujte letoun za tuhé těleso.

Seznam odborné literatury:

- [1] Brian L. Stevens, Frank L. Lewis: Aircraft control and simulation. 1992.
- [2] Milan Daněk: Mechanika letu. 1985.

Vedoucí bakalářské práce: doc. Ing. Martin Hromčík, Ph.D.

Platnost zadání: do konce letního semestru 2016/2017

L.S.

prof. Dr. Ing. Jan Kybic
vedoucí katedry

prof. Ing. Pavel Ripka, CSc.
děkan

V Praze dne 15. 12. 2015

Prohlášení autora práce

Prohlašuji, že jsem předloženou práci vypracoval samostatně a že jsem uvedl veškeré použité informační zdroje v souladu s Metodickým pokynem o dodržování etických principů při přípravě vysokoškolských závěrečných prací.

V Praze dne 10.1.2017

Podpis autora práce

Poděkování

Chtěl bych poděkovat všem, kteří mi pomohli při psaní této práce. Zejména doc. Ing. Martinovi Hromčíkovi, Ph.D. za vedení práce, Ing. Jaromírovi Kabeláči za cenné rady a věcné připomínky, Kláře Zittové za gramatickou korekturu.

Abstrakt Tématem práce je sestavení modelu letadla L410 NG v prostředí programu Matlab a navržení autopilota pro řízení podélného pohybu letounu. Pro celkový model posuzujeme jeho stabilitu. Práce vznikla ve spolupráci s firmou Aircraft Industries a.s., která chtěla ukázat alternativní způsoby simulace, než jak se používají. Navržený model vznikl pomocí skutečných parametrů letounu. Funkčnost modelu je dokumentována grafy. Celkově je navržený model stabilní na základě posuzovaných parametrů.

Klíčová slova: L410 NG, Autopilot, Model, Matlab

Abstract The topic of the work is to build model airplane L410 NG in the program Matlab and to design the autopilot to control the longitudinal motion of the airplane. As for the overall model, we assess its stability. The work was created in collaboration with Aircraft Industries, a.s., which wanted to show alternative methods of simulation, than those already in use. The proposed model was created using actual parameters of the aircraft. The functionality of the model is documented in the charts. Overall, the proposed model is stable, based on the assessed parameters.

Keywords: L410 NG, Autopilot, Model, Matlab

OBSAH

1. Úvod	1
2. Souřadnicové soustavy	3
2.1. Zemská souřadná soustava	4
2.2. Letadlová souřadná soustava	4
2.3. Aerodynamická souřadná soustava	5
3. Aerodynamické vlastnosti letounu	7
3.1. Pohybové rovnice	7
3.1.1. Sílové rovnice	8
3.1.2. Momentové rovnice	8
3.1.3. Linearizace	8
3.2. Aerodynamické síly a momenty v podélném pohybu	9
3.3. Podélný pohyb	10
4. Letadlo L 410 Turbolet	11
4.1. Technické specifikace	12
5. Model Letadla L410	13
5.1. Parametry letounu	14
5.2. Popis modelu	15
5.3. Odezvy systému	16
6. Autopilot	19
6.1. Servomotor výškovky	19
6.2. Tlumič rychlosti klopení	20
6.3. Autopilot podélného sklonu	20
7. Stabilita letounu	23
8. Závěr	25
Literatura	27
Přílohy	I
A. Obsah elektronické přílohy	II

SEZNAM OBRÁZKŮ

2.1. Normy GOST a ISO	3
2.2. Rotace okolo os	4
2.3. Úhel náběhu	5
2.4. Úhel bočení	5
4.1. Letadlo L410 - Turbolet	11
5.1. Převzatý model	13
5.2. Bodeho diagram	15
5.3. Short Period - Pitch rate	16
5.4. Short Period - Airspeed	16
5.5. Phugoid Period - Pitch rate	17
5.6. Phugoid - Airspeed	17
6.1. Damper - Pitch rate	20
6.2. Autopilot - Pitch	21
6.3. Autopilot - Step response	22
7.1. Poloha nul a pólů	23

ÚVOD

Tématem bakalářské práce je sestavení modelu letounu L410 NG. Tato práce vznikla ve spolupráci s firmou Aircraft Industries, a.s. Její motivací je ukázání alternativního řešení simulací a modelování letounů v jiném prostředí než v současné době firmou používaném *Fortranu*. Jako vybrané programové prostředí je zvolen program *Matlab/Simulink*. Účelem je demonstrace využití moderního simulačního programu.

V modelu letounu L410 budou použity skutečné hmotnostní a aerodynamické parametry letadla. Součástí práce je dále navržení autopilota a posouzení celkové stability letounu, neboli navrhnout řešení pro stabilní let. Vzhledem k tomu, že modelace a celkové řízení letounu je velmi obsáhlé a složité téma převyšující rámec této práce, zabýváme se pouze jednou osou, osou podélnou.

Na začátku práce je popsána základní teorie. Rozebírána je aerodynamika letu, sestavení pohybových rovnic, podélný pohyb a síly působící na letoun. Dále se věnuje samotnému letadlu L410 NG.

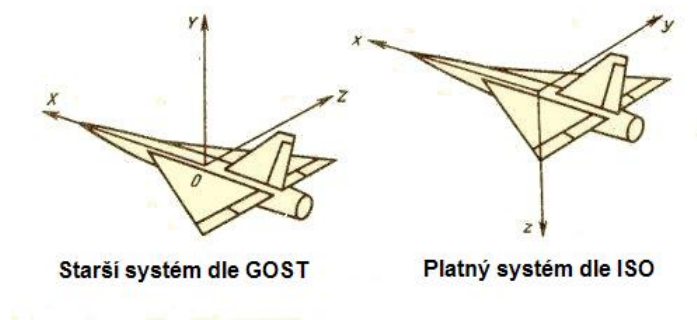
V dalších kapitolách se řeší postup sestavení modelu. Model považujeme za tuhé těleso, které je ovládáno členem - výškovým kormidlem pro jeden ustalený letový režim. K sestavenému modelu navrhujeme autopilota řídicího podélný sklon letadla. Poslední částí je posouzení stability letu, ve které hodnotíme, jestli je model se zapojeným autopilotem stabilní či nikoliv.

SOUŘADNICOVÉ SOUSTAVY

Pro sestavení modelu a jeho řízení je důležitá znalost dynamických vlastností letadla. V této části se budeme zabývat popisem polohy letadla. Při tomto popisu jsou odvozeny některé důležité koeficienty popisující vlastnosti letadla. Druhou částí je odvození pohybových rovnic.

Na popis polohy letadla používáme různé souřadné soustavy. Jejich definice jsou důležité pro správný popis dynamiky letu a pochopení cíle práce. Můžeme je rozdělit na soustavy *pozorovací* - jsou pevně spojené se základnou (např. Země), *dynamické* - jsou vázané na letadlo a jeho let. Souřadné soustavy jsou pravoúhlé, pravotočivé a jsou tvořeny počátkem a třemi osami - podélnou, příčnou a kolmou. Existuje několik souřadnicových systémů, pro účely řízení jsou vyjmenovány pouze některé základní. K určování orientace os v souřadných systémech se používají dvě normy:

- GOST - Starší norma, která dnes není moc běžná. Kladný směr kolmé osy směřuje nahoru.
- ISO - Kladný směr osy směřuje dolů.



Obrázek 2.1.: Normy GOST a ISO

2.1. Zemská souřadná soustava

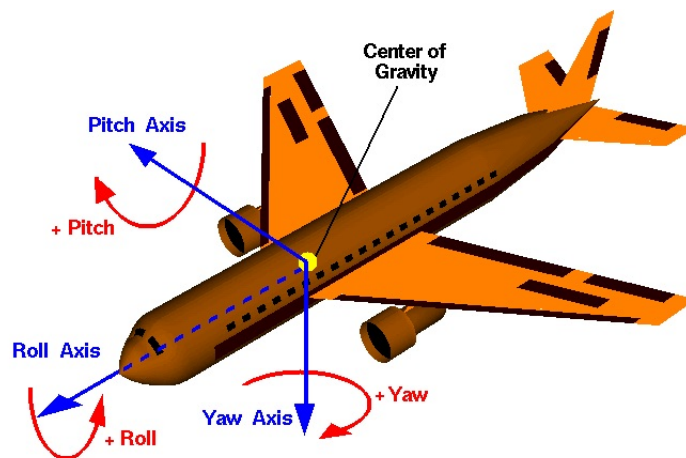
Zemská souřadná soustava O_g, x_g, y_g, z_g , je spojena se zemským povrchem. Jsou dvě možnosti orientace os: buď je orientována podle světových stran, nebo je podélná osa orientovaná vzhledem k dráze letu. Jedná se o inerciální soustavu. Počátek bývá na začátku, na konci nebo na jiném významném bodě. Může být též v CG (Center of gravity, těžiště letadla) - v tomto případě se jedná o *Zemskou souřadnou soustavu nesenou letadlem*, její značení zůstává stejné. Osy se nemění natočením letadla, zůstávají stále rovnoběžné s osami zemské souřadné soustavy. Zemská souřadná soustava nesená letadlem je neinterciální vztažná soustava.

Převodem mezi zemskou soustavou a zemskou soustavou nesenou letadlem získáme tíhovou sílu, polohové úhly a orientaci v prostoru. Vzhledem k tomu, že obě soustavy mají stejnou orientaci os a pouze jiný střed soustavy, jedná se o translační změnu.

2.2. Letadlová souřadná soustava

Letadlová souřadná soustava $0, x, y, z$ je pevně svázaná s letadlem. Počátek se volí v těžišti letadla CG, podélná osa x leží v podélné ose letadla a má směr dopředu, příčná osa leží v pravém křídle (směřuje doprava), kolmá osa je kolmá na obě osy. Podle normy vybrané osy směřuje dolů nebo nahoru.

Převodem mezi Letadlovou a Zemskou souřadnou soustavou získáme Eulerovy polohové úhly. Tyto úhly slouží k popisu rotace tělesa kolem dané osy. Převod získáme trojím pootočením kolem jednotlivých os. Získáme 3 polohové úhly, θ, ϕ, ψ . Tyto úhly jsou svazané s rotací okolo jednotlivých os letadla.



Obrázek 2.2.: Rotace okolo os

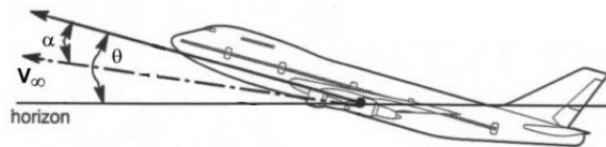
- Podélný sklon - Pitch angle θ - rotace kolem osy x . Derivací tohoto úhlu získáme veličinu klopení (Pitch rate), značí se q (někdy ω_y). Mechanicky se tento úhel mění výškovým kormidlem, výškovkou (eng. Elevator) umístěné na VOP (vodorovná ocasní plocha).

- Příčný náklon - Roll angle ϕ - rotace kolem osy y . Rychlost otáčení označujeme jako klonění (Roll rate), značí se p (někdy ω_x). Změnou této veličiny se dosahuje pomocí křídélék (eng. aileron) umístěných na křídlech, na každém křídle jedno. Fungují proti sobě, tj. pokud jedno se pohybuje směrem vzhůru druhé jde dolů a naopak.
- Kurs - Yaw angle ψ - rotace kolem osy z . Změnou tohoto úhlu, neboli derivací získáme veličinu otáčení (Yaw rate), značí se r (někdy ω_z). Při provozu letadla se mění směrovým kormidlem neboli směrovkou (eng. Rudder) umístěné na SOP (svislé ocasní ploše).

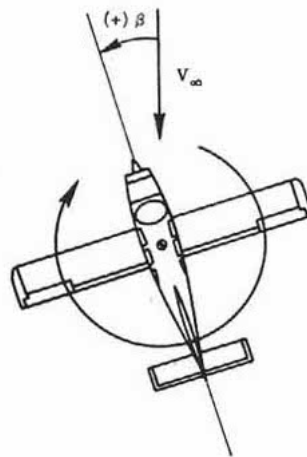
2.3. Aerodynamická souřadná soustava

V aerodynamické souřadné soustavě O_a, x_a, y_a, z_a , má podélná osa x_a směr a smysl vektoru vzdušné rychlosti V , někdy značen jako V_∞ , kolmá osa z_a leží v rovině symetrie letadla, počátek leží v CG. K osám vztahujeme aerodynamické síly, které jsou vyvolány pohybem letounu. Jejich kladné smysly jsou opačné než smysly příslušných os. K ose x_a působí odporová síla (eng. Drag). Vztlková síla působí v opačném směru osy z_a (eng. Lift). Proti směru osy y_a působí příčná aerodynamická síla nebo také stranová síla (eng. Sideforce).

Vzájemnou orientací mezi Aerodynamickou a Letadlovou získáme dvě veličiny α - úhel náběhu (eng. Angle of Attack), β - úhel vybočení (eng. Sideslip Angle). Tato transformace vznikne pomocí dvou rotací.



Obrázek 2.3.: Úhel náběhu



Obrázek 2.4.: Úhel bočení

V souvislosti s úhlem náběhu je důležitý úhel γ , který je definován jako $\gamma = \theta - \alpha$, úhel sklonu trajektorie letu (eng. Flight path angle). Tento je důležitý protože ukazuje skutečný směr pohybu letadla, tedy jestli letadlo klesá nebo stoupá. Pro potřeby podélného řízení musí být tento úhel nulový v případě, že chceme, aby si letadlo drželo letovou hladinu. Případně můžou být nároky jiné, jestliže chceme, aby letadlo stoupalo nebo klesalo.

Úhel náběhu je označení pro úhel, který svírá proudící okolní vzduch s referenční přímkou letounu (tětiva křídla). Úhel vybočení je úhel svírající směr rychlosti v ose x a v ose y , neboli úhel, který svírá letadlo, kterým směrem letí proti směru, kam míří.

AERODYNAMICKÉ VLASTNOSTI LETOUNU

3.1. Pohybové rovnice

Pohybové rovnice, které jsou odvozovány v této kapitole, jsou založené na základních pohybových rovnicích (2. Newtonův zákon), a jsou postupně zjednodušeny pro návrh automatických systémů. Tyto rovnice slouží k popisu vlastností letadla v prostoru.

Zjednodušené odvození rovnic stojí na šesti základních předpokladech.

1. Letadlo je tuhé těleso, má 6 stupňů volnosti, je geometricky a hmotově souměrné.
2. Hmotnost letadla je konstantní (např. neubývá palivo za letu).
3. Hlavní osy setrvačnosti jsou totožné s letadlovou souřadnou soustavou.
4. Vektor tahu motorů leží v podélné ose letadla.
5. Tíhové zrychlení je konstantní.
6. Zemská souřadná soustava je inerciální soustava.

Dále neuvažujeme proměnnou hustotu vzduchu, zakřivení země, přelevání paliva v nádržích apod.

Pro letadlo konající posuvný a rotační pohyb platí silové a momentové rovnice:

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{v}}{dt} + m[\vec{\omega} \times \vec{V}] \quad (3.1)$$

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} + [\vec{\omega} \times \vec{H}] \quad (3.2)$$

kde v je vektor posuvné rychlosti, m hmotnost letounu, V rychlost jeho těžiště, H je moment hybnosti tělesa, ω je vektor rotační rychlosti. Pro obě rovnice (3.1,3.2) platí, že první člen je vztážen k letadlové souřadné soustavě, druhý člen popisuje rotační pohyb.

3.1.1. Sílové rovnice

Rozepsáním vzorce 3.1 do složkového tvaru dostaneme soustavu tří nelineárních rovnic.

$$F_x = X - mg \sin \theta + m(\dot{v}_x + \omega_y v_z - \omega_z v_y) \quad (3.3)$$

$$F_y = Y + mg \cos \theta \sin \phi + m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) \quad (3.4)$$

$$F_z = Z + mg \cos \theta \cos \phi + m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) \quad (3.5)$$

kde X , Y , Z jsou složky vnějších sil působících na letadlo v jednotlivých osách. X je síla odporová, Y boční síla, Z vztlaková síla. Tahovou sílu započítáváme do síly odporové. Rovnice obsahují tíhovou sílu G . Složky rychlosti jsou dány jako:

$$v_x = V \cos \beta \cos \alpha \quad (3.6)$$

$$v_y = V \sin \beta \quad (3.7)$$

$$v_z = V \cos \beta \sin \alpha \quad (3.8)$$

3.1.2. Momentové rovnice

Momentové rovnice získáme podobně jako silové rovnice. Nejdříve určíme vztahy pro složky momentu hybnosti \vec{H} . Pro jeho element platí: $dH = r \times dh$. Kde dh je element hybnosti daný vztahem $dh = [\bar{\omega} \times r] dm$. Z těchto složek získaných integrací přes hmotnost dostaneme složky momentu hybnosti, obsahující momenty setrvačnosti kolem os soustavy. Matici setrvačnosti definujeme:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix}$$

Dále zde působí vnější moment M . Výsledné rovnice lze popsat

$$M_x = I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{yz}(q^2 - r^2) - I_{zx}(\dot{r} + pq) - I_{xy}(\dot{q} - rp) \quad (3.9)$$

$$M_y = I_y \dot{q} - (I_z - I_x)rp - I_{zx}(r^2 - p^2) - I_{xy}(\dot{p} + qr) - I_{yz}(\dot{r} - pq) \quad (3.10)$$

$$M_z = I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq - I_{xy}(p^2 - q^2) - I_{yz}(\dot{q} + pr) - I_{zx}(\dot{p} - qr) \quad (3.11)$$

3.1.3. Linearizace

Pohybové rovnice popsané v předchozích dvou sekcích jsou pohybové rovnice letadla. Jedná se o nelineární diferenciální rovnice. Rovnice jsou komplikované a řešení složité. V tomto případě využíváme linearizaci. V letectví se používá pro určité typy letu v některých bodech letové obálky. Používáme ve chvíli, kdy se letadlo pohybuje v malých odchylkách okolo reference, pohyb letadla se tedy výrazně neliší. V tomto případě zanedbáváme součiny malých veličin a jejich mocniny.

Linearizací získáme šest rovnic. Díky malému provázání rovnic lze tyto rovnice rozdělit na rovnice charakterizující podélný a stranový pohyb letadla. Podélný pohyb:

$$\begin{aligned}\dot{v} + a_{11}v + a_{12}\alpha + a_{13}\theta &= c_{11}\delta_T \\ a_{21}v + \dot{\alpha} + a_{22}\alpha - \dot{\theta} + a_{23}\theta &= c_{22}\delta_V \\ a_{31}v + a_{30}\dot{\alpha} + a_{32}\alpha + \ddot{\theta} + a_{33}\dot{\theta} &= c_{32}\delta_V\end{aligned}$$

Stranový pohyb:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} + b_{11}\beta + b_{12}\phi - \dot{\psi} &= d_{1z}\delta_S \\ b_{21}\beta + \ddot{\phi} + b_{22}\dot{\phi} + b_{20}\ddot{\psi} + b_{23}\dot{\psi} &= d_{21}\delta_K + d_{22}\delta_S \\ b_{31}\beta + b_{30}\ddot{\phi} + b_{32}\dot{\phi} + \ddot{\psi} + b_{33}\dot{\psi} &= d_{31}\delta_K + d_{32}\delta_S\end{aligned}$$

Koeficienty pod písmeny a , b , c odpovídají hmotnostním, geometrickým a aerodynamickým parametrům letadla. δ_T je odchylka přípusti motoru letadla. $\delta_{K,V,S}$ odpovídá výchýlkám kormidel. Koeficienty jsou závislé na následujících veličinách: plocha křídla, hmotnost letadla, dynamický tlak, aerodynamická tětíva, rychlost letu, moment setrvačnosti. Dále potřebujeme znát aerodynamické derivace.

3.2. Aerodynamické síly a momenty v podélném pohybu

Na letadlo působí (a letadlo samo působí) několik sil a momentů. Probírat všechny je zbytečné a není to cílem této práce. Práce je zaměřena na podélný pohyb. Budeme se věnovat důležitým silám a momentům působícím v tomto dvourozměrném prostoru. Aerodynamickou sílu lze rozdělit na dvě její složky - vztlakovou L a odporovou D . Vztlaková síla působí proti směru síly tíhové. Vztlak je tvořen především na křídlo. Pro malé rychlosti je velká jeho převaha a zanedbává se působení na ostatní části letounu. Je závislý na rychlosti, součiniteli vztlaku C_L a úhlu náběhu. Působí v neutrálním bodu letounu. Odporová síla působí proti směru rychlosti letadla. Odporová síla je závislá na rychlosti, součiniteli odporu C_D a úhlu náběhu. Jelikož jsou síly navzájem svázané, jsou konstrukčně dány požadavky na letadlo a hlavně křídlo tak, aby součinitel odporu byl co nejmenší a součinitel vztlaku co největší.

Nejvýznamnějším momentem pro podélný pohyb je klopivý moment. Klopivé momenty rozhodují nejvíc o dobrých letových vlastnostech. Je závislý na rozpětí křídel a délce střední aerodynamické tětivy. S ním souvisí součinitel klopivého momentu m_z , je velmi závislý na konfiguraci letounu - příspustě, klapky, poloha těžiště apod.

Pokud dáme do závislosti výše zmíněné součinitele, dostaneme momentové křivky. Závislost úhlu náběhu na součiniteli vztlaku dává vztlakovou křivku.

3.3. Podélný pohyb

V předchozí části jsme získali pohybové rovnice pro podélný pohyb. Rovnice upravíme a převedeme na stavový popis, kde vektor stavů $jex = [V_\infty, \alpha, \theta, \dot{\theta}]$. Stavový popis lze zapsat jako:

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Du$$

kde A, B, C, D jsou stavové matice, x je vektor stavů, u vektor vstupů, y je vektor výstupů. Vstupem podélného pohybu je δ_V, δ_T - změna náklonu výškovky a změna přípusti motoru. Matice A, B jsou sestaveny z koeficientů a_{ij} , matice C, D jsou voleny podle úlohy. V našem případě je matice C volena jako jednotková, matice D jako nulová.

Charakteristický polynom pro stranový pohyb je čtvrtého řádu a obsahuje dvě kmitavé složky. Rychlé kmity - Short period (SP) jsou dobře tlumeny. Jejich perioda trvá několik vteřin. Je natolik krátká, že během kmitání nedojde ke změně rychlosti, mění se pouze úhel náběhu. Letadla musí dnes být navrhována tak, aby sama tlumila rychlou pohybovou složku. Druhou složkou je složka fygoidální neboli Phugoid (P). Jedná se o složku s velmi malým tlumením, někdy až nestabilním. Vyznačuje se větší amplitudou, což má za důsledek větší změny výšky letadla a rychlosti, mění se také úhel podélného sklonu. Oscilace trvají v řádu desítek vteřin, pilot má tedy delší dobu na zareagování na kmity. V některých případech jsou kmity velmi pomalé a nemusí ani být zaznamenány.

LETADLO L 410 TURBOLET

Letadlo L410 se vyrábí na našem území od svého vzniku v roce 1969. Letadlo od té doby prošlo celou řadou změn a modifikací. Jedná se o malé dopravní letadlo, s doletem na krátkou až středně dlouhou vzdálenost, určeného pro přepravu až 19 osob. Využívá se také pro přepravu nákladu nebo ve vojenství. Je to sériově vyráběný celokovový hornoplošník s dvěma motory typu GE H8XX. V současné době vyrábí letadla firma Aircraft Industries A.s. Letoun vyniká především schopností startovat z neupravených krátkých ploch (zk. STOL), nízkými náklady na provoz a svojí bezpečností. Letadlo se dříve dováželo především do zemí SSSR, dnes se dováží do Afriky, Evropy a Asie. Ročně se vyrobí přibližně dvacet letadel. V současné době se vyrábí dva modely - L410 NG, L410 UVP-E20.



Obrázek 4.1.: Letadlo L410 - Turbolet

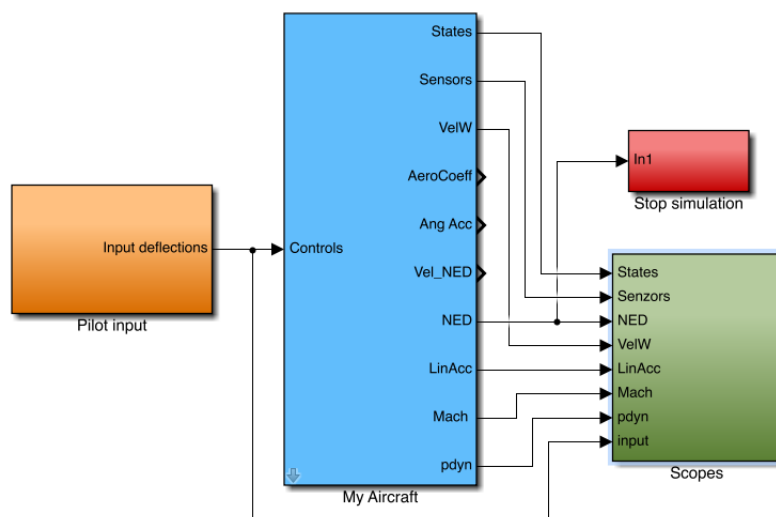
4.1. Technické specifikace

Rozpětí křídel [m]	19,98
Délka [m]	15,07
Výška [m]	5,97
Počet cestujících [-]	17+ 2(obsluha)
Hmotnost [kg]	6600
Max. cestovní rychlost [km/h]	417
Max. výška letu [m]	6000
Max. cestovní výkon motoru [kW]	634
Max. dolet [km]	2630

Tabulka 4.1.: Technické specifikace

MODEL LETADLA L410

Pro vytvoření matematického modelu, jak jsem již zmínil v úvodu, je použit program Matlab/Simulink. Základní model letadla byl získán ze stránek předmětu Systémy řízení letu¹. Model byl díky datům získaným ze společnosti upraven pro letoun L410 NG. Jedná se o základní aerodynamické a geometrické vlastnosti letounu (ZGAP). Model popíšeme pomocí jeho vlastností.



Obrázek 5.1.: Převzatý model

Blok označen jako pilot input obsahuje vstupní parametry letounu, počáteční rychlost a pohyb výškovky (příp. křidélek nebo směrovky). Blok My Aircraft obsahuje aerodynamiku, pohybové rovnice atd. Blok scopes obsahuje výstupní veličiny letounu a bloky obsahující stavový popis podélného pohybu. Návrh modelu pro různé pracovní body a vybrané body pracovní obálky není předmětem této práce a dále se budeme zabývat pouze jedním zvoleným bodem.

¹Systémy řízení letu. [online]. [cit. 2016-11-20]. Dostupné z: <https://moodle.dce.fel.cvut.cz/course/view.php?id=46>

5.1. Parametry letounu

Za pomoci ZGAP, jsem získal základní geometrické a aerodynamické hodnoty. Pomocí grafů (vztlaková čára, polára, atd.) jsem získal hodnoty součinitelů a jejich derivace. Pro hodnoty teplot a tlaku používáme Mezinárodní Standardní Atmosféru (MSA). Některé parametry jsem nemohl získat kvůli jejich utajení. Jejich přibližné hodnoty tak byly odhadnuty, příp. po konzultaci uvedeny firmou. Zvolené parametry jsou počáteční rychlost, výška, hmotnost, počáteční úhly, moment setrvačnosti. Jako ustalený letový režim je stanoven cestovní let.

Jméno	Hodnota [-]	Popis konstanty
S	34.88 [m ²]	plocha křídla
b_{SAT}	1.91827 [m]	délka střední aerodynamické tělavy
L	19.0789 [m]	rozpětí křídla
g	9.81	tíhové zrychlení
x_{TO}	0.25 [-]	relativní poloha těžiště
$\delta_{KL\text{ cest}}$	0 [°]	úhel výchylky vztlakových klapek pro cestovní let
m	6600 [kg]	hmotnost
c_y	0.7046 [-]	Součinitel vztlaku
m_z	-0.0388 [-]	Součinitel momentu klopení
c_x	0.0506	Součinitel odporu
α_L	5.82 [1/rad]	sklon vztlakové čáry letounu
α_K	5.31 [1/rad]	sklon vztlakové čáry křídla
a	2.41	sklon čáry vztlaku
S_{VOP}	9.56 [m ²]	Vztažná plocha VOP
L_{VOP}	6.3287 [m]	Rameno VOP
$m_{z\alpha}$	-1.63	derivace součinitele klopivého momentu podle úhlu náběhu
c_Z^β	-0.822 [1/rad]	derivace součinitele bočné síly podle úhlu vybočení
m_Y^β	-0.07978 [1/rad]	derivace součinitele zatáčivého momentu podle úhlu vybočení
m_X^β	-0.1130	derivace součinitele klonivého momentu podle úhlu vybočení
c_{L0}	0.09	počáteční hodnota vztlakové součinitele
c_{La}	4	derivace součinitele vztlaku podle úhlu náběhu

Tabulka 5.1.: Použité hodnoty

Počáteční rychlost zvolena 100 m/s a počáteční výška 3950 metrů. Moment setrvačnosti byl stanoven na hodnotu $I_z = 34000 \text{ [kgm}^2\text{]}$.

5.2. Popis modelu

Model je systém s jedním vstupem a čtyřmi výstupy. Vstupem je výchylka výškovky δ_V . Výstupem je rychlost, úhel náběhu, úhel podélného sklonu a jeho derivace v čase. Vektor stavů je dán $[v, \alpha, \theta, \dot{\theta}]$. Přenos vstupu na jednotlivé výstupy je dán takto:

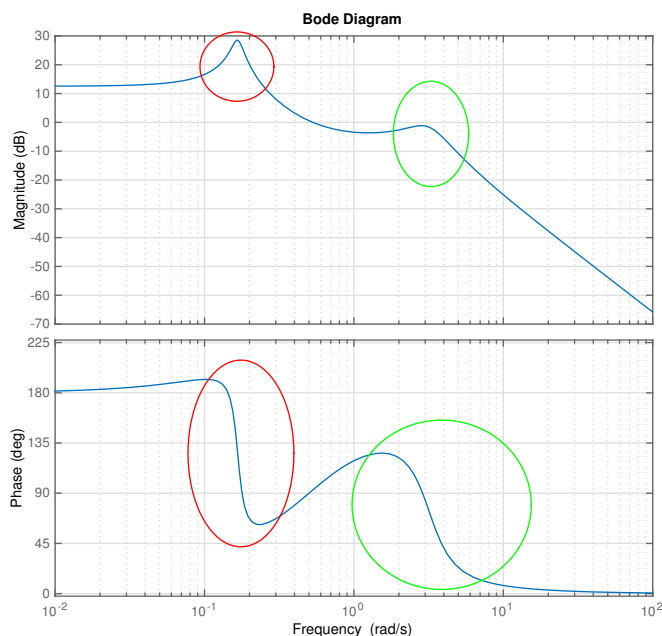
$$1 : \frac{-0.6309s^3 - 9.857s^2 - 1038s + 153.4}{s^4 + 3.016s^3 + 22.67s^2 + 0.7571s + 0.2825}$$

$$2 : \frac{-0.0789s^3 - 11.25s^2 - 0.2963s - 0.1524}{s^4 + 3.016s^3 + 22.67s^2 + 0.7571s + 0.2825}$$

$$3 : \frac{-11.48s^3 - 15.94s^2 - 2.001s}{s^4 + 3.016s^3 + 22.67s^2 + 0.7571s + 0.2825}$$

$$4 : \frac{-11.48s^2 - 15.94s - 2.001}{s^4 + 3.016s^3 + 22.67s^2 + 0.7571s + 0.2825}$$

Pomocí funkce `damp` zjistíme, že systém má dvě charakteristické frekvence. Tyto frekvence odpovídají předpokladu, že systém obsahuje dvě kmitavé složky - Jedna na frekvenci 0.112 (rad/s) s tlumením 0.143 a druhá na frekvenci 4.75 s tlumením 0.314. Nižší frekvenci s menším tlumením je fygoidální složka, s větší frekvencí Short Period. Frekvenční závislosti zobrazíme Bodeho grafem.

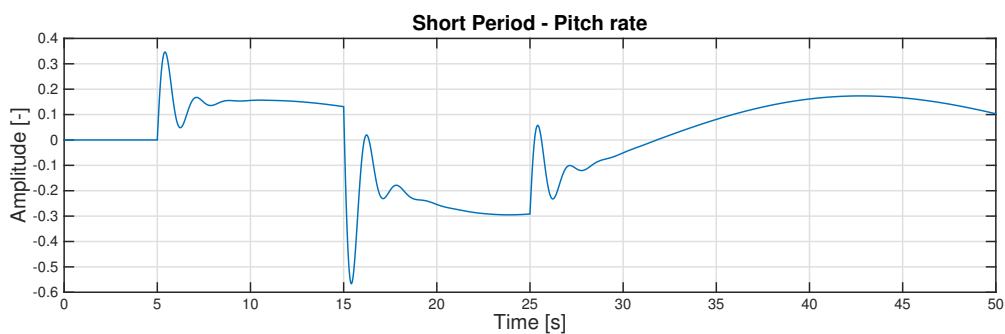


Obrázek 5.2.: Bodeho diagram

V grafu je červeně je označen Phugoid, zeleně Short Period.

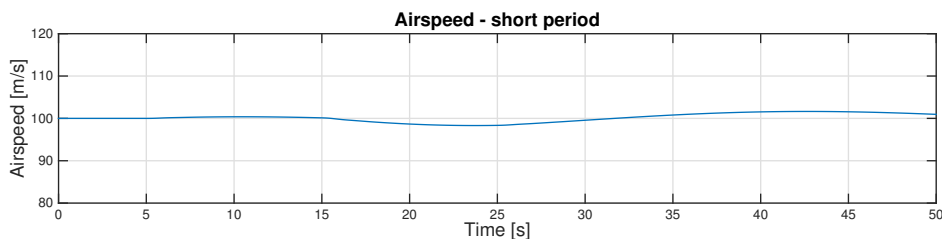
5.3. Odezvy systému

V této části vybudíme systém jednotlivými skoky a sledujeme odezvu systému. Pro vybudění Short Period kmitání: Odezva systému na vstupní signál elevatoru (výškové kormidlo). Jedná se o tři skoky za sebou. První je skok s počáteční hodnotou v nule, konečnou hodnotou $\frac{20\pi}{180}$ [rad] a délkou 5. Druhý je skok s počáteční hodnotou v nule, konečnou $-\frac{40\pi}{180}$ [rad] a délkou 15. Třetí je skok s počáteční hodnotou 0, konečnou $\frac{20\pi}{180}$ [rad] a délkou 25.



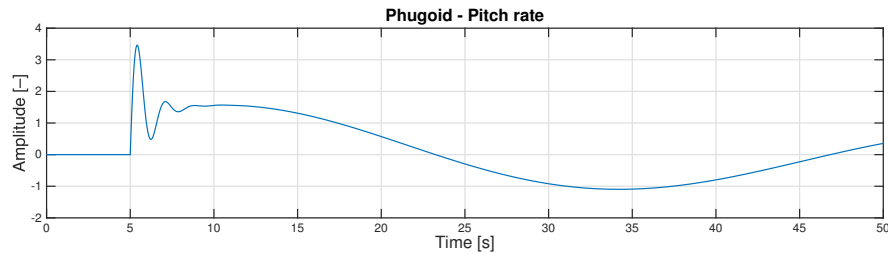
Obrázek 5.3.: Short Period - Pitch rate

V grafu 5.3 je vidět, že oscilace trvají přibližně 2 vteřiny a poté dojde k utlumení. Tyto kmity tlumí letadlo samo - to odpovídá předpokladu, že letadla jsou tak konstruována. Zároveň se jedná o kmity s menší amplitudou. Short Period oscilace se vybudí přidáním zesílení $-\frac{1}{100}$ za vstupní skoky. Podle teorie víme, že Short Period kmitání málo ovlivňuje ostatní letové veličiny. Důkazem je graf, který odpovídá stejnému buzení, ale na výstupu dostáváme vzdušnou rychlost.



Obrázek 5.4.: Short Period - Airspeed

Pro phugoid: Odezva systému na vstupní signál elevátoru. Vstup je skok s počáteční hodnotou 0, konečnou $\frac{20\pi}{180}$ [rad].

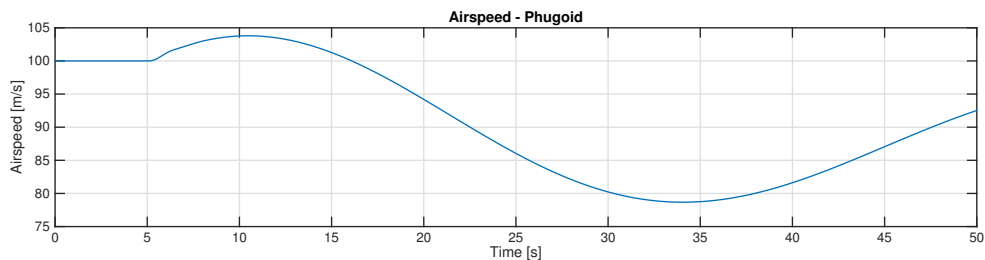


Obrázek 5.5.: Phugoid Period - Pitch rate

Phugoid oscilace jsou oscilace s velkými amplitudami a dlouhou periodou. Jejich tlumení je velmi malé.

V grafu 5.4 jsou tyto oscilace vidět a zároveň i velká perioda. Za celou dobu simulace (50 s) nedojde k jejich ustálení, zároveň není vidět celá perioda. Vidíme velké změny v amplitudě, které ovlivňují letové vlastnosti, změnu výšky, rychlosti a větší změny podélného sklonu než pro SP.

K vybuzení Phugoid modu je za vstupní skoky přidáno zesílení $-\frac{1}{10000}$. Naopak o fygoidálním kmitání víme, že hodně ovlivňuje vzdušnou rychlost. To dokazuje následující graf, kde je stejné buzení jako v případě 5.5.



Obrázek 5.6.: Phugoid - Airspeed

AUTOPILOT

Pro kompletní návrh autopilota se používají systémy řízení letu. Jedná se o nejvyšší stupeň řízení letadla, který se používá pro komplexní automatizaci letu. Toto řešení se dělí na různé podúrovně pro jednodušší řešení. Pro náš případ autopilota potřebujeme dvě hierarchické úrovně. První mění vlastnosti samotného letadla. V našem případě chceme tlumit Short Period kmitání. To spočívá v návrhu tlumiče pro rychlost klopení¹. Druhou úrovní je návrh systému řídicího dynamiku letadla. Tento systém se nazývá autopilot. Pro potřeby této práce se jedná o autopilot řídicí podélný sklon.

6.1. Servomotor výškovky

První částí návrhu autopilota je návrh servopohonu. Servopohon je člen autopilota, který převádí výstup počítače autopilota na pohyb řídicího kormidla - výškovky. Jako model servomotoru jsem použil zjednodušený model systému druhého řádu bez nul. Obecně má tvar:

$$G(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n + \omega_n^2} \quad (6.1)$$

Kde ω_n představuje přirozenou frekvenci oscilací netlumeného systému, ζ tlumení. ω_n je získána ze vztahu $\omega = 2\pi f$, kde f je frekvence. Její hodnota je stanovena 4 Hz, $\omega_n = 2 \cdot 3,14 \cdot 4 \doteq 25 \text{ rad/s}$. Požadavek na tlumení je 90% kritického útlumu. Výsledný přenos servomotoru se zaokrouhlenými hodnotami je:

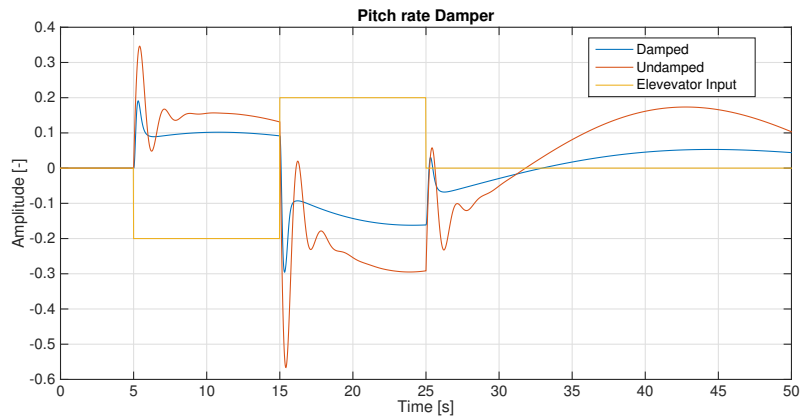
$$G(s) = \frac{625}{s^2 + 45s + 625} \quad (6.2)$$

Servomotor slouží obecně jako dopravní zpoždění mezi vstupem a výstupem.

¹Do první hierarchické úrovně se řadí i tlumič úhlu náběhu. Je snaha tento tlumič do letounů nepřidávat z důvodu špatného měření úhlu náběhu. Druhou možností je, že lze úplně vynechat v případě, kdy je základní dynamika letounu stabilní.

6.2. Tlumič rychlosti klopení

Cílem tlumiče je tlumit amplitudy Short Period kmitání a tlumení klopení. Long period kmitání není potřeba tlumit, protože je natolik pomalé, že jej může pilot ovládat. Tlumič je navrhován jako P regulátor zapojený do zpětné vazby vedoucí na vstup pohybu výškovky. Navržený regulátor má hodnotu $P = -0.6868$. Záporné znaménko je zde, protože pohyb výškovky vytváří záporný moment vůči pohybu, tzn. kladný pohyb výškovky vytváří záporný moment a naopak. Ve výsledku tedy stále máme zápornou zpětnou vazbu, přestože zpětnovazební smyčku odečítáme a máme záporný P regulátor.



Obrázek 6.1.: Damper - Pitch rate

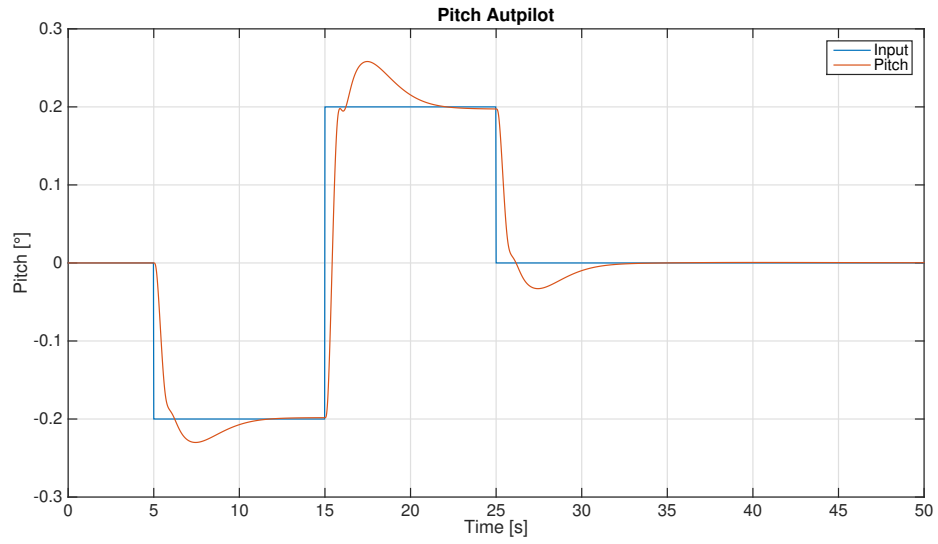
V grafu je vidět porovnání s nezatlumeným systémem. Systém je dobře zatlumen. Požadavek je takový, aby se co nejvíc potlačilo kmitání a zároveň nesmí být systém přetlumen z důvodu špatné ovladatelnosti letounu.

6.3. Autopilot podélného sklonu

Účelem tohoto autopilotu je stabilizace polohového úhlu, konkrétně podélného sklonu. Dohromady s tlumičem stabilizuje dynamiku letadla. Stabilizátor na této úrovni hlídá především pomalé fygoidální pohyby letounu. Autopilot modelujeme jako regulátor zapojený se zpětnou vazbou, který je předřazený již vytvořenému schématu modelu s tlumičem. (zapojení).

Navržený regulátor je PID regulátor s hodnotami koeficientů $P = -4.5$, $I = -0.9$, $D = 5$, Hodnota Filter Coeficientu $N = 0.6$. Regulátor byl navržen pomocí PIDtool v Matlabu. Konstanty byly posléze dolazeny. Funkčnost regulátoru dokumentuje následující graf.

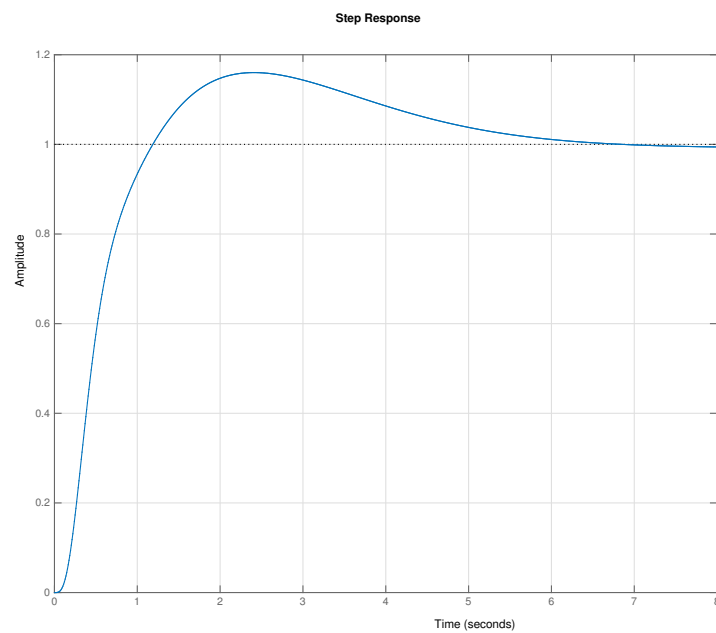
Regulátor je navrhován tak, aby došlo k co nejpresnějšímu sledování požadované hodnoty, zároveň regulátor nesmí být příliš pomalý. Dále je nastaven omezený pohyb výškovky v rozsahu



Obrázek 6.2.: Autopilot - Pitch

$\pm 10^\circ$. Záporné hodnoty koeficientů jsou tu ze stejného důvodu jako v případě tlumiče.

Pomocí funkce Linear Analysis tool jsem si nechal vytvořit skokovou odezvu regulovaného systému.



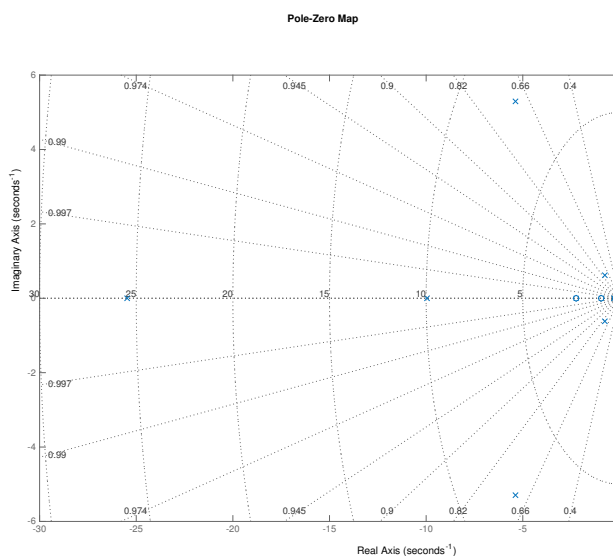
Obrázek 6.3.: Autopilot - Step response

Graf ukazuje ustálení podélného sklonu na požadované hodnotě, neobsahuje velký překmit a k ustálení dojde ve vyhovujícím čase.

STABILITA LETOUNU

Stabilitou letounu rozumíme schopnost letadla se vrátit do letu, ze kterého byl vychýlen působením různých sil. Stabilitu letounu posuzujeme statickou a dynamickou. Staticky stabilní rozumíme, pokud má letadlo bez zásahu tendenci se vrátit do původní polohy. Dynamicky stabilní letadlo tím rozumíme, pokud se letoun vrátí do původní polohy pomocí kmitání. Tyto kmity jsou postupně tlumeny pokud je letadlo dynamicky stabilní. V kapitole 5.3 jsme systém vybudili tak, že došlo k jeho kmitání. Tyto kmity byly postupně tlumeny. Letadlo je dynamicky i staticky stabilní.

V rámci řízení stabilitou rozumíme to, že všechny póly systému jsou záporné nebo v případě, že jsou komplexní, tak je jejich reálná část záporná, neboli nachází se v levé polorovině komplexní roviny.



Obrázek 7.1.: Poloha nul a pólů

V grafu je vidět poloha nul a pólů systému. Póly mají hodnoty [-0.14, -0.28, $-0.755 \pm 0.619i$, -25.5]. Odtud je vidět, že je náš systém stabilní.

ZÁVĚR

Práce je věnována demonstraci možností simulace pohybu letadel. V práci je sestaven základní funkční model letounu. Funkčnost letounu dokumentují grafy v kapitole 5. Z grafů lze vidět, že sestavený model je stabilní, z toho důvodu, že se letoun sám tlumí. Letoun byl modelován pomocí dat získaných firmou. Kvůli utajení vybraných dat o letadlu jsem byl nucen některé parametry odhadnout či získat jejich přibližné hodnoty dotazem mířeným na firmu. Pro sestavený model je navržen servomechanismus výškového kormidla. Tento servomechanismus je modelován jako systém druhého řádu bez nul.

Druhým krokem bylo navržení tlumiče rychlosti podélného sklonu. Tento tlumič byl modelován jako P regulátor zapojený ve zpetné vazbě. Jeho hodnota byla stanovena na $P = -0.6868$. Autopilot podélného sklonu, který řídí náklon letadla byl navržen jako PID regulátor s hodnotami $P = -4.5$, $I = -0.9$, $D = 5$. Hodnota Filter Coeficientu $N = 0.6$. Vytvořený graf, který zobrazuje nuly a póly celého systému, dokazuje, že sestavený model se zapojeným pilotem je stabilní.

Výsledkem bakalářské práce je funkční sestavený model, na němž lze pracovat i v budoucnu. Jelikož se v práci rozebírají základní principy sestavování a řízení letadel, je možno na ni navázat nejrůznějšími způsoby. Jako první připadá v úvahu rozšíření modelu na příčný pohyb. Celkově bych práci shrnul jako dobrý začátek pro případné budoucí studium letectví a řízení letadel.

LITERATURA

- [1] DANĚK, Milan. *Mechanika letu*. Brno: Vysoké učení technické, 1985. Učební texty vysokých škol.
- [2] PECH, Zdislav a Vratislav VĚK. *Systémy řízení letu*. Praha: Česká technika - nakladatelství ČVUT, 2006. ISBN 80-01-03374-0.
- [3] DUNCAN, W. J. *The principles of the control and stability of aircraft*. Cambridge [Eng.]: University Press, 1952.
- [4] Aircraft Rotations [online]. [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rotations.html>
- [5] STEVENS, Brian L. a Frank L. LEWIS. *Aircraft control and simulation*. New York: Wiley, c1992. ISBN 0471613975.
- [6] Základy fyziky letu [online]. [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: <http://fyzika.jreichl.com/main.article/view/130-zaklady-fyziky-letu>
- [7] SCOTT, Jeff. *Angle of Attack and Pitch Angle* [online]. 2004 [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: <http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0165.shtml>
- [8] Stránky předmětu Systémy řízení a letu [online]. [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: <https://moodle.dce.fel.cvut.cz/course/view.php?id=46>
- [9] HAMEDUDDIN, Ismail. *Generalized Dynamic Inversion for Multiaxial Nonlinear Flight Control* [Internet]. San Francisco, USA. [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: goo.gl/gtpceI
- [10] Letadlo L 410 NG [online]. [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: <http://www.let.cz/letadlo-l-410-ng.html>
- [11] Stránky předmětu Automatické řízení [online]. [cit. 2017-01-09]. Dostupné z: <https://moodle.dce.fel.cvut.cz/course/view.php?id=68>
- [12] Aircraft Industries, a.s. Technické zprávy, 2011.

Přílohy

OBSAH ELEKTRONICKÉ PŘÍLOHY

- PDF BP
- Média
 - Grafy
 - Obrázky
- Model Letadla L 410