OPROX, a.s.

ve spolupráci s

Katedrou leteckých elektrotechnických systémů

Fakulty vojenských technologií Univerzity obrany

Sborník příspěvků

10. mezinárodní vědecké konference

MDS PALUBNÍCH SOUSTAV LETADEL

MĚŘENÍ DIAGNOSTIKA SPOLEHLIVOST

Brno 20. - 21. 10. 2010

JALOVECKÝ R., (ed.): Sborník příspěvků 10. mezinárodní vědecké konference „Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2010“, 20.-21. října 2010, Brno, Česká republika, Brno, Univerzita obrany, 2010. 172s.

ISBN 978-80-7231-741-7

Patronát nad konferencí převzal

plk.prof. Ing. Zdeněk VINTR, CSc.
děkan Fakulty vojenských technologií:

Vědecký výbor konference

předseda

plk. doc. Ing. Miloš ANDRLE, CSc.
proděkan pro studijní a pedagogickou činnost Fakulty vojenských technologií

členové

doc. Ing. Rudolf JALOVECKÝ, CSc.
vedoucí Katedry leteckých elektrotechnických systémů

prof. Ing. Zdeněk ŽIHLA, CSc.
Prorektor pro pedagogickou činnost Vysoké školy obchodyní v Praze, o.p.s.
emeritní profesor Katedry leteckých elektrotechnických systémů

doc. Ing. Karel DRAXLER, CSc.
Katedra měření Fakulty elektrotechnické Českého učení technického v Praze

Ing. Jan ROHÁČ, Ph.D.
Katedra měření Fakulty elektrotechnické Českého učení technického v Praze

doc. Ing. Jindřich PLOCH, CSc.
Generální ředitel Úřadu pro civilní letectví České republiky

Ing. Vladislav MAZÚREK, Ph.D.
jednatel a výkonný ředitel společnosti MESIT přístroje, s.r.o.

Ing. Vlastimil VÁCLAVÍK
OPROX, a.s.

Ing. Vladislav MAZUREK, Ph.D.
MESIT přístroje spol.s r.o.

prof. Ing. Tobiáš LAZAR, DrSc.
Katedra avioniky, Fakulta letectva, Technická univerzita v Košicích

doc. Ing. František ADAMČÍK, CSc.
Katedra avioniky, Fakulta letectva, Technická univerzita v Košicích

Ing. Ján LABUN, PhD.
Katedra avioniky, Fakulta letectva, Technická univerzita v Košicích

Ing. Peter ŠIROKÝ, PhD.
Katedra mechatronických systémů, Fakulta mechatroniky,
Trenčínská univerzita A. Dubčeka v Trenčíně

IV.

Programový výbor konference

Organizační garant:

doc. Ing. Rudolf JALOVECKÝ, CSc.
vedoucí Katedry leteckých elektrotechnických systémů

Členové

Ing. Jiří Pařízek, CSc.
vedoucí skupiny speciálních systémů a výzbroje
Katedry leteckých elektrotechnických systémů

Pplk. Ing. Pavel Grecman, Ph.D.
vedoucí skupiny radioelektronických systémů
Katedry leteckých elektrotechnických systémů

kpt. Ing. Radim Bloudíček
kpt. Ing. Petr Makula
kpt.Ing. Martin Polášek
odborní asistenti
Katedry leteckých elektrotechnických systémů

por. Ing. Josef Bajer
por. Ing. Jan Bořil
interní doktorandi
Katedry leteckých elektrotechnických systémů

Úvodní slovo předsedy vědeckého výboru

Vážené dámy a pánové, příznivci letecké techniky.

Je tomu již deset let, co se odborníci leteckých technických specializací schází pravidelně na půdě Univerzity obrany a proto již můžeme s hrdostí hovořit o tradici. Katedra Leteckých elektrotechnických systémů Fakulty vojenských technologií úspěšně pořádá každoročně tuto konferenci s cílem poskytnutí nových odborných informací a výměnu zkušeností v oblasti elektrotechnických, strojních, speciálních a zabezpečovacích systémů letecké techniky. Předchozí ročníky naší mezinárodní vědecké konference zároveň prokázaly, že výsledky vědeckotechnického rozvoje v letectví mohou být aplikovány i do zdánlivě nepříbuzných odvětví národního hospodářství a proto je tento seminář otevřen i široké veřejnosti a dalším zájemcům.

Věřím, že i letošní jubilejní ročník mezinárodní vědecké konference se stane dobrým místem pro navázání a posílení dobrých profesních vztahů vědeckých, odborných a pedagogických pracovníků, studentů technických a zejména leteckých oborů, pracovníků obranného průmyslu i zástupců soukromého sektoru.

S přátelským pozdravem

proděkan pro studijní a pedagogickou činnost
Fakulty vojenských technologií
plk. doc. Ing. Miloš Andrle, CSc.

Obsah:

ÚVODNÍ SLOVO PŘEDSEDY VĚDECKÉHO VÝBORU
MILOŠ ANDRLE ..... VII.

VYZVANÉ PŘEDNÁŠKY

VYUŽÍVANIE PROSTRIEDKOV SIMULÁCIE V LETECTVE
BRÉDA RÓBERT, BEŇO VLADIMÍR ..... 3.

FBW KONCEPT ŘÍZENÍ-NÁVRH SYSTÉMU, KOMPONENT A HIL SIMULÁTOR
DOUBRAVA JIŘÍ, WASZNIOWSKI LIBOR ..... 9.

INTEGROVANÁ MODULÁRNÍ AVIONIKA NA PALUBÁCH MALÝCH LETADEL
– FIKCE NEBO REALITA?
PAČES PAVEL ..... 22.

ČLÁNKY

SÚČASNÝ STAV V OBLASTI VZDELÁVANIA LETECKÝCH ODBORNÍKOV V ŠTUDIJNOM ODBORE ELEKTRONIKA NA LETECKEJ FAKULTE TUKE
ADAMČÍK FRANTIŠEK ..... 37.

SYSTÉM SBĚRU DAT VOJENSKÉHO LETOUNU ZALOŽENÝ NA SBĚRNICI CAN
BAJER JOSEF, JANŮ PŘEMYSL ..... 41.

ANALÝZA STATICKÉHO AUTOPILOTA V PODÉLNÉ ROVINĚ
BOŘIL JAN ..... 46.

CANAEROSPACE MESSENGER
BYSTŘICKÝ RADEK ..... 55.

OSOBNÍ KOMUNIKAČNÍ ROZHRANÍ VICM 209
HOVORKA JAROSLAV ..... 59.

IDENTIFIKACE PARAMETRŮ MATEMATICKÝCH MODELŮ CHOVÁNÍ ČLOVĚKA
JALOVECKÝ RUDOLF ..... 65.

INTEROPERABILITA OTS VŘ VZS DO PROSTŘEDÍ NEC
JEŘÁBEK JAROSLAV, VAŠEK MILAN ..... 70.

VYUŽITELNOST INFORMACÍ Z KIS ZŘLP V PROSTŘEDÍ NEC
JEŘÁBEK JAROSLAV, VAŠEK MILAN ..... 78.

PASIVNÍ RADIOLOKÁTOR PRO SLEDOVÁNÍ JEDNOHO CÍLE
KACZUR MARTIN ..... 85.

UNIVERZÁLNY ZÁZNAMNÍK DÁT
KMEC FRANTIŠEK, SOTÁK MILOŠ ..... 92.

VÝŠKOVÁ ZÁVISLOSŤ LIETADLOVÝCH ANTÉN
LABUN JÁN, ADAMČÍK FRANTIŠEK ..... 98.

METODIKA MĚŘENÍ VYBRANÝCH PARAMETRŮ VOJENSKÝCH RADIOSTANIC V PÁSMU 225-400 MHZ
MAKULA PETR ..... 104.

ELIMINACE SELHÁNÍ ZPŮSOBENÝCH LIDSKÝM ČINITELEM PŘI NÁVRHU A VÝVOJI
MICHALÍK VLADIMÍR ..... 114.

SPOUŠTĚCÍ AUTOMAT A OMEZOVAČ MOTOROVÝCH PARAMETRŮ SALM 601
MOŠTĚK MARTIN, KUNĚTA PETR ..... 122.

ZPRACOVÁNÍ DAT ZE SIMULINKU POMOCÍ FPGA
POLÁŠEK MARTIN, NĚMEČEK JIŘÍ ..... 128.

NAVIGATION DATA DENOISING
ROHÁČ JAN ..... 133.

INTEGROVANÝ SYSTÉM MĚŘENÍ VÝŠKY
ŘEZNÍČEK PAVEL, DRAXLER KAREL, PAČES PAVEL ..... 141.

CALIBRATION OF TRI-AXIAL ANGULAR RATE SENSORS
ŠIPOŠ MARTIN, ROHÁČ JAN ..... 148.

DETERMINATION OF EULER ANGLES
SOTÁK MILAN, KMEC FRANTIŠEK ..... 153.

ABECEDNÍ SEZNAM AUTORŮ ..... 161.

Anotace

vyzvaných přednášek

Využívanie prostriedkov simulácie v letectve

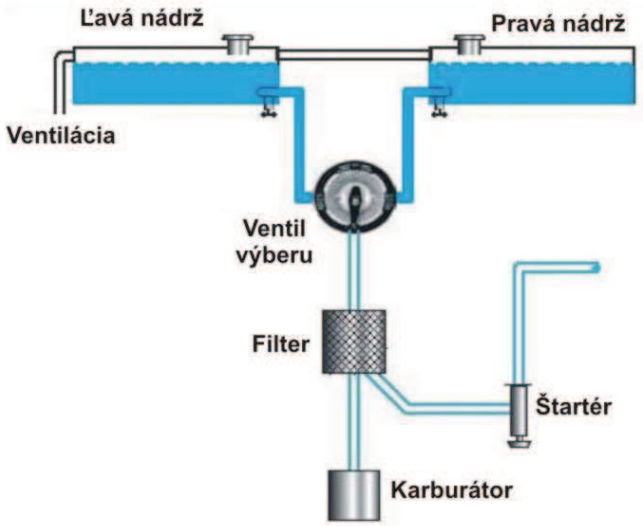
Ing. Vladimír Beňo, Ing. Róbert Bréda PhD.
Katedra Avioniky,
Letecká fakulta
Technickej univerzity v Košiciach,
e-mail: vladimir.beno@gmail.com,
e-mail: robert.breda@tuke.sk, tel.: +421-91-717-438

Resumé:

Príspevok popisuje problematiku možnosti modelovania a simulácie palivových systémov dopravného lietadla. V článku je prevedená analýza postupov a krokov pri návrhu a konštrukcii palivových systémov, rozloženie nádrží v lietadle, prečerpávanie paliva v týchto nádržiach a jeho vplyv na vyváženie lietadla. Bola realizovaná konkrétna simulácia navrhnutého palivového systému lietadla vo vybranom simulačnom prostredí s vyhodnotením priebehov prečerpávania paliva v palivových nádržiach. Boli definované výhody a nevýhody používania simulačných programových prostredí pre potreby simulácií práce palivových systémov dopravných lietadiel, ako aj ich perspektívy do budúcnosti a ich prípadné využívanie pri procesoch výučby.

1. Úvod

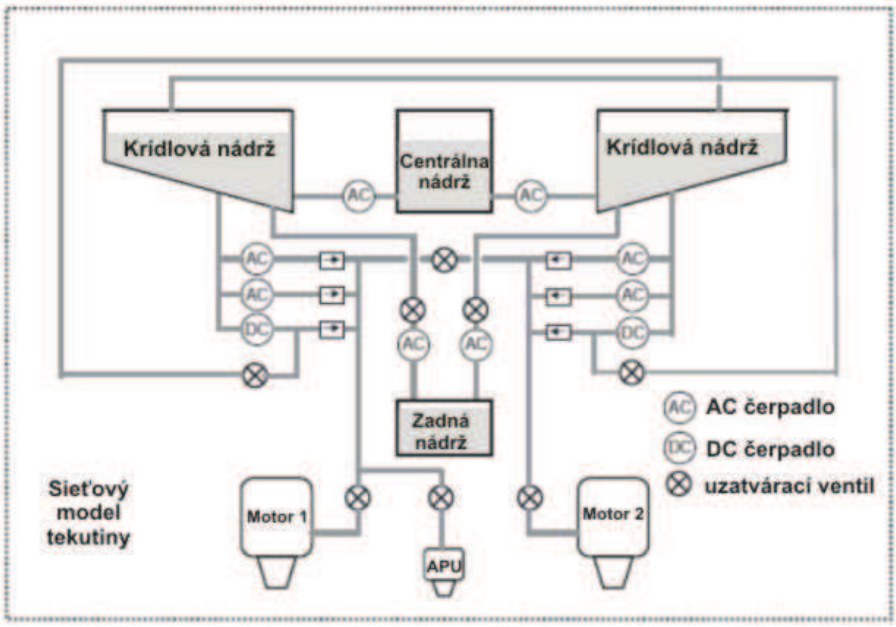
Využívanie prostriedkov simulácie v letectve sa stáva čoraz častejším a v mnoho prípadoch hlavným nástrojom pri návrhu jednotlivých systémoch lietadiel. Využívanie takýchto nástrojov ma veľa pozitív, hlavným faktorom je nižšia finančná a časová náročnosť oproti bežným zaužívaným fyzickým testom. Tieto prostriedky dokážu odsimulovať dané procesy za oveľa kratší časový interval, čo sa v konečnom dôsledku pozitívne premietne aj do finančného hľadiska, pritom výsledky simulácií sú takmer zhodné s výsledkami skutočných testov. Využívanie týchto nástrojov sa stáva obľúbeným nástrojom návrhárov a konštruktérov systémov lietadiel. Využitie týchto nástrojov našlo svoje miesto aj pri navrhovaní palivových systémov lietadiel. Tieto systémy sú veľké, zložité a rozvetvené, ktorých primárnou úlohou je zabezpečenie nepretržitej dodávky paliva do motorov a tým zabezpečenie nepretržitej a bezpečnej činnosti motorov lietadla počas celej doby letu. Táto dodávka paliva a jeho premiestňovanie potrubím medzi nádržami je realizovaná tak, aby zostala zachovaná poloha bodu ťažiska lietadla. Ďalšou z úloh palivového systému je aby sa prečerpávanie paliva v krídlových nádržiach realizovalo tak, aby dochádzalo k zníženiu ohybového momentu krídel počas vzletu a taktiež počas pristávania, ktoré prebieha takmer až do pristátia. Jednou zo sekundárnych úloh je aj ochladzovanie oleja ktorý sa požíva v ďalších systémoch lietadla, toto ochladzovanie sa deje v olejovo-tepelnom výmenníku. To aby palivový systém lietadla dokázal plniť všetky tieto úlohy, stavia konštruktérov lietadiel pred náročnú úlohu navrhnúť taký systém, ktorý bude plniť vyššie uvedené požiadavky a pritom bude pracovať presne a spoľahlivo. Náročnosť tohto problému spočíva aj v tom, že návrh takéhoto systému je vždy iný, špecifický pre každý typ lietadla, tým konštruktéri lietadiel takýchto systémov stoja vždy pred novými úlohami.



Obrázok 1 Jednoduchý palivový systém lietadla

2. Návrhnutie modelu palivového systému

Proces návrhu a následná konštrukcia palivového systému je zložitá a odvodená z návrhu konštrukcie daného typu lietadla. Návrh takéhoto systému sa realizuje súčasne s vývojom návrhu daného typu lietadla. Pri zmene návrhu lietadla prípadne aj zmene konštrukcie lietadla, ku ktorej môže dôjsť po vyhodnotení testovania dochádza aj k zmene návrhu palivového systému lietadla. Takáto zmena palivového systému počas procesu konštrukcie lietadla by bolo veľmi finančne náročná. Preto sa návrh palivového systému, jeho vývoj, realizácia a testovanie deje v simulačných programových prostrediach. Pri prípadnej zmene návrhu systému je jeho otestovanie čo sa týka času aj finančných prostriedkov podstatne menej náročné ako by tomu bolo pri reálnej stavbe systému a jeho následného testovania. Výstupné údaje z týchto simulačných nástrojov sú veľmi presné, prípadné



Obrázok 2 Model palivového systému lietadla

odchýlky, ktoré by vznikli pri porovnaní s reálnym testovaním a údajmi zo simulačných nástrojov by boli veľmi malé až zanedbateľné, čo dáva konštruktérom k dispozícií veľmi výkonné a efektívne nástroje.

3. Modelovanie a vlastnosti simulačných nástrojov

Modelovanie a simulácia palivového systému dopravného lietadla je nevyhnutná k poskytnutiu veľmi cenného náhľadu na chovanie vysoko nelineárnych aspektov, ktoré sú typické pre palivové systémy lietadiel a ich funkcie a stavy počas prevádzky. S návrhom takýchto systémov súvisí množstvo problémov, ktoré sú typicky riešené a ktoré je potrebné zahrnúť ako je:

- systémové overenie požiadaviek,
- vyhodnotenie ergonomiky panela ovládania,
- dizajn siete tekutín a analýza optimalizácie umiestnenia prvkov palivového systému,
- overenie časov dotankovania,
- proces najhoršej zmeny veľkosti systému ventilácie (záchranný proces zostupu),
- optimalizácia poľa snímačov merania paliva a analýza presnosti merania,
- analýza nepoužiteľného a nespotrebovaného paliva,
- vyhodnotenie algoritmu riadenia spotreby paliva,
- simuláciu prostredia lietadla pre systémovú prístrojovú verifikáciu, integráciu a certifikáciu.

Hodnotiacimi aspektmi použitých dynamických modelov a simulácií počas fázy konceptu programu sú, že dané modely nemusia byť reálne časové modely. V reáli je totiž žiaduce, aby použité modely pre zistenie systémových dynamických chovaní pracovali oveľa rýchlejšie ako v reálnom čase, to znamená, že úlohy, chybové režimy, operačné situácie, chovanie systému počas rôznych fáz letu sú vyhodnotené počas krátkeho časového okamihu. Tieto simulačné procesy a ich vyhodnocovanie je pomerne náročné na hardwarové vybavenie počítača. V technickej praxi to znamená, že čím je “výkon“ daného počítača vyšší, na ktorom sa vyhodnocujú tieto simulačné procesy, tým je časový interval vyhodnotenia kratší. Taktiež umožňujú simulovanie a vyhodnocovanie vzájomného ovplyvňovania a vzájomného pôsobenia medzi jednotlivými systémami. Prípadne analýzu vzniku chýb spôsobených týmto aspektom, ich presné určenie a tiež ich odstránenie a tým zabezpečenie, bezporuchového stavu. Ďalším dôležitým aspektom a úlohou je simulovanie vzniku náhodných chýb, ktoré nie sú odstrániteľné počas letu lietadla tým aj odsimulovanie fungovania záložných systémov a vyhodnotenie ich práce počas prevádzky.

4. Súčasti simulačných nástrojov

Aplikácie a programy, ktoré slúžia k simuláciam vyššie spomenutých systémov, zahrňujú v sebe množstvo prvkov, ktoré sú potrebné pre zostavenie simulačnej schémy daného systému lietadla. Zvyčajne platí, že čím je systém väčší a rozsiahlejší tým viac v sebe obsahuje daná simulačná aplikácia takýchto prvkov. V tomto konkrétnom prípade, kedy sa jedná o palivový systém lietadla, ktorý zahŕňa niekoľko palivových nádrží, niekoľko desiatok palivových čerpadiel, palivových ventilov a niekoľko desiatok až stoviek rôznych snímačov, je požadované aby v takomto prípade daná simulačná aplikácia obsahovala veľký rozsah prvkov. Tieto prvky sú potrebné k tomu, aby bolo možné zostaviť konkrétny typ palivového systému lietadla. Jednou z výhod týchto simulačných aplikácií a schém v nich zostavených je to, že na rôznych miestach systému sa dajú vyhodnotiť a zobraziť dáta a údaje bez toho aby tam boli umiestnené snímače ako je tomu v reálnom systéme lietadla. V skutočnom, reálnom

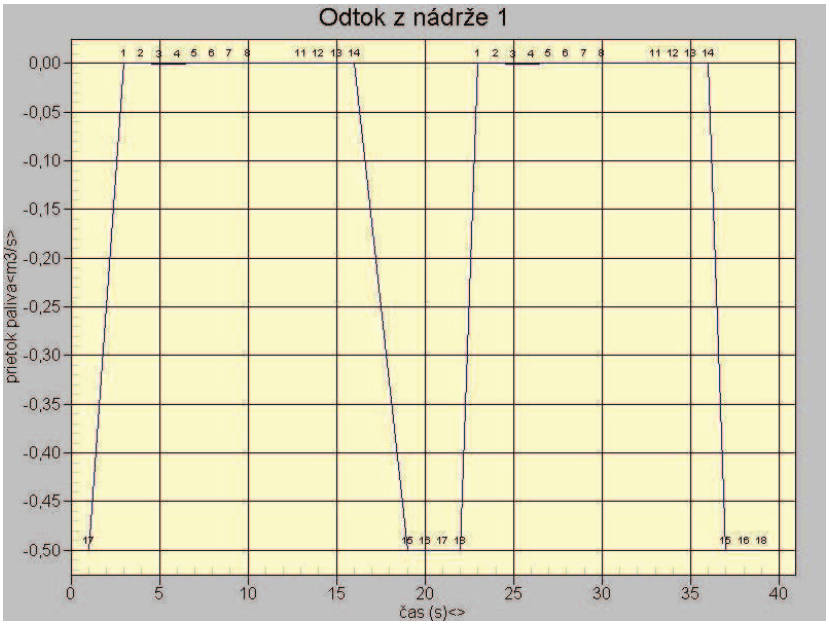
palivovom systémy lietadla, slúžia snímače na meranie daných údajov a tým miesta kde sa dajú zistiť tieto údaje sú obmedzené práve počtom týchto snímačov. Pri simulačnej schéme je počet týchto miest pre zistenie údajov takmer neobmedzený.

Zadávanie údajov pre potreby simulácie, môže byť veľmi rozsiahle, čím je nastavovanie týchto údajov rozsiahlejšie, tým je možné aj detailnejšie a reálnejšie odsimulovanie reálnych podmienok a situácií , ktoré sa vyskytujú a vznikajú počas letu lietadla. Jedným z najväčších problémov je v nastavení a pri simulácií je určenie a zadefinovanie komplexnej geometrie systému zásoby paliva. Táto geometria sa požaduje aby bolo možné vypočítať palivové poruchové lokality nádrží, pre rôzne množstvá paliva, výšky lietadla a pre rôzne gravitačné sily.

Analytické nástroje pozície snímačov množstva paliva sa požadujú pre optimalizovanie snímania poľa pre rôzne varianty množstva paliva a letové podmienky lietadla. Väčšina dodávateľov leteckých systémov má patentované programy ako základnú časť ich inžinierskeho portfólia. Takéto typické nástroje majú nasledujúce schopnosti:

- interaktívny mód, ktorý dovoľuje operačné nastavenie polohy, g – síl, množstva paliva
- schopnosť podpory rozmanitých nádrží a ich komplexnú geometriu presnosť merania množstva paliva proti množstvu a polohe
- nepoužiteľné množstvo paliva proti prítoku palivového dodávacieho čerpadla a proti polohe lietadla

Nástroje simulácie zahrňujú aj rôzne rozmanité nastavenia pre ostatné prvky palivového systému ako sú napr. palivové ventily alebo palivové čerpadlá, pre ktoré je možné nastaviť o aký typ čerpadlá sa jedná, množstvo prečerpávaného paliva za minútu, výkon motora čerpadlá, krútiaci moment motora, veľkosť vstupného otvoru, veľkosť výstupného otvoru atď. Čím viac týchto údajov sa nastavuje pre konkrétny prvok palivového systému tým je výsledok simulácie presnejší.



Obrázek 4 Graf prítoku paliva do nádrže č.1

Graf predstavuje odtok paliva z nádrže číslo 1, v čase 1-19s palivo z nádrže odteká, odtok je v čase 15-16s zastavený pretože úroveň hladiny paliva dosiahla v nádrži č.3 požadovanú, nami zadanú hodnotu úrovni paliva 1m.

5. Zobrazenie výsledkov simulácie

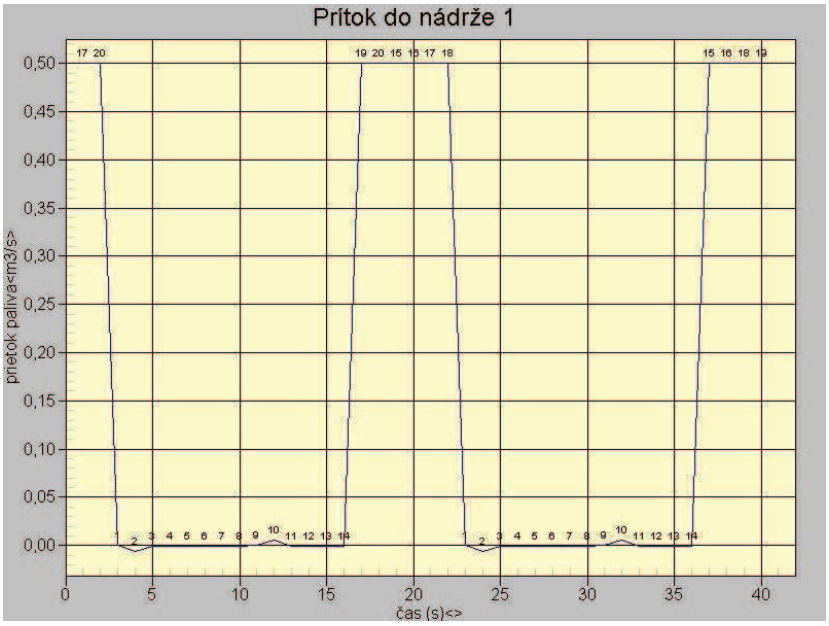
Pri simulácií požadujeme, aby výsledky simulácie boli zobrazene buď textovo a číselne vo forme údajov najčastejšie v tabuľkách (Tab.1) alebo vo forme grafov s číselnými hodnotami, ktoré sa používajú najčastejšie (Obrázok 4 a 5). V príspevku sú uvádzané príklady grafov zo simulácie práce navrhnutého palivového systému a ich popis.

Tab. 1 Tabuľka jednotiek a hodnôt použitých pre palivové nádrže v modely

nádrž: 3 - vetvová	jednotka	hodnota
vetva 1 odtekanie - súčiniteľ strát	-	1
vetva 1 prítok súčiniteľ strát	-	1,5
vetva 1 priemer potrubí	m	0,03
vetva 1 výška nad základom	m	1
vetva 2 odtekanie - súčiniteľ strát	-	1
vetva 2 prítok - súčiniteľ strát	-	1
vetva 2 priemer potrubí	m	0,03
vetva 2 výška nad základom	m	1
vetva 3 odtekanie - súčiniteľ strát	-	1,5
vetva 3 prítok - súčiniteľ strát	-	1
vetva 3 priemer potrubí	m	0,03
vetva 3 výška nad základom	m	0,75
úroveň vrcholu nad základom	m	1
základná referenčná hladina nad	m	2
vodorovná plocha prierezu	m2	1
povrchový tlak	bar	1,01325
počiatočná úroveň kvapaliny	m	1
počiatočná teplota	C	20
maximálny tlak	bar	5
typ kvapaliny	-	Jet A-1
tepelná kapacita	-	auto
tepelný prenos údajov	-	auto
riadenie teploty	-	auto
horizontálna prierezová plocha vs úroveň.	-	auto
objem vs úroveň	-	auto
teplota okolí vs čase.	-	auto
výsledky.	-	zap.

6. Záver

Programové simulačné prostredia a ich využívanie sa stávajú neoddeliteľnou súčasťou vývoja lietadlových palivových systémov a taktiež iných systémov lietadiel. Používanie týchto nástrojov simulácie je výhodnejšie z hľadiska časového ako aj hľadiska finančného. Vývoj takýchto programov je taktiež finančne náročný, nakoľko sa jedná o špecifické požiadavky pre tento program od výrobcu daného systému alebo lietadla. Následkom čoho sú tieto náklady premietnuté aj do ceny takéhoto simulačného programu a tým sa stavajú pre školy a výučbové procesy takmer nedostupné, alebo len ťažko dosiahnuteľné.



Obrázek 5 Graf prítoku nádrže č.1 do nádrže č.3

Graf predstavuje prítok paliva do nádrže č.3, v čase 1-3s je prítok paliva do nádrže, ktorý je v čase 3-16s zastavený pretože úroveň paliva dosiahla v nádrží č.3 požadovanú, nami zadanú hodnotu 1m.

7. LITERATURA

[1] Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt and Lonnie Richards, Aircraft fuel systems, 2009. ISBN: 978-0-470-05708-7.

[2] Vladimír Beňo, Modelovanie a simulácia palivového systému lietadiel; Diplomová práca, 2010.

[3] Milan Sopata, Miloš Soták, Róbert Bréda, Overovanie presnosti matematických model pri vývoji lietadlových systémov, In. Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel : sborník příspěvků ze 6. odborného semináře : Brno, 18.-19.10.2006. - Brno : Univerzita obrany, 2006. - ISBN 80-7231-155-7. - P. 5.

[4] Miloš Soták ... [et al.], Relevantné získavanie údajov pre matematické modelovanie: In. Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel : sborník příspěvků 9. mezinárodní vědecké konference : Brno, 21.-22.10.2009. - Brno : Univerzita obrany, 2009. - 1 elektronický optický disk (CD-ROM). - ISBN 978-80-7231-670-0. - P. 123-126.

[5] Jalovecký, R., Čižmár, J., Pařízek, J., Vývoj systému soupravy palivoměru pro letoun L159A/B. Mesit Přístroje s.r.o. Uherské Hradiště (Česká republika), 1998.

[6] Čižmár, J., Trubač, M., Přístrojové vybavení,. Skriptum. 1. Brno (Česká republika): Akademické nakladatelství CERM, s.r.o., Brno, 2006, 230 s. ISBN: 80-7204-445-1.

FBW koncept řízení-návrh systému, komponent a HIL simulátor

Ing. Jiří Doubrava, Ing. Libor Waszniowski Ph.D.
Aero Vodochody,
email: jiri.doubrava@aero.cz, tel.: +420-731-135-145
ČVUT , Fakulta elektrotechnická,
email: xwasznio@fel.cvut.cz, tel.: +420-775-367-726

Resumé:

Příspěvek shrnuje aktivity spojené s grantovým projektem návrhu FBW systému řízení pro lehký proudový letoun. Článek popisuje navrženou architekturu a funkčnost FBW řídicího systému včetně požadavků na ověřovací zkoušky prováděné HIL simulací.

Vyvíjený FBW řídicí systém se skládá z dvoukanálového řídicího počítače navazující na dvoukanálovou řídicí elektronickou jednotku elektrohydraulického výkonového servomechanismu s mechanickou redundantní vazbou, který byl vyvinut v rámci projektu. Navrhovaný řídicí letový počítač podporuje letové módy od autopilotních až po vybrání letu z nezvyklé polohy-recovery.

Dále je popisována architektura SW a HW komponent ve vyvíjeném simulátoru a navazujícím hydraulickém zkušebním stendu. Vybavení simulátoru je založeno na rozšiřitelném periferním zařízení komunikační sběrnice CAN.

Real Time simulace letových modelů je prováděna vestavěným Power PC s operačním systémem Linux. Prostředí Matlab Simulink je použito pro vývoj letových modelů, řídicích algoritmů, zobrazování dat a vyhodnocení. Dále je pro letové zobrazení letu použit letový simulátor Flight Gear.

1 Úvod

Použití FBW (Fly-By-Wire) systému řízení letounu obecně u letadel vyvolaly požadavky na rozšíření letových vlastností a letových obálek. Rozšíření letových vlastností a obálek zavádělo letouny do oblastí nestabilního chování a tím k velké náročnosti na pilotáž. Letadla v nestabilní oblasti ovšem mohou dosahovat parametrů, kterých ve stabilní části obálky dosáhnout nelze. Jako první začala tohoto efektu využívat dopravní letadla, která byla koncepčně a aerodynamicky řešena tak, aby se dosahovalo co nejnižších provozních nákladů. Nízké provozní náklady byly ovšem zaplacené nestabilitou letounu a příliš složitou pilotáží.

Kategorie	Název kategorie	Typický zástupce
I	Lehký civilní proudový letoun	Eclipse 500
II	Cvičný letoun	L-39, L-159B, Hawk 100, Aeromacchi AMX, Mig AT, Jak / AEM 130
III	Lehký bitevník	L-159A, Hawk 200
IV	Bezpilotní letoun	Predator, X-45, Global Hawk, Barracuda, SAAB Filur

Tab. 1-1: Kategorie letounů

Proto vznikla potřeba vytvoření řízení letounu ovládaného nepřímo, s vazbou na kterou budou mít vliv některé vnější podmínky. U prvních aplikačních verzí se jednalo o analogové systémy v dopravních letounech. S nástupem polovodičové elektroniky vznikl následně digitální FBW, který byl aplikován i v menších letounech. Další aplikací se tedy stala vojenské proudové letouny, u nichž je to v současné době standardem.
S dalším vývojem elektroniky a s její miniaturizací, přichází v poslední době možnost aplikace FBW na lehké proudové letouny v oblasti, jak civilní, tak vojenské a podle tohoto rozlišení jsou dělena do uvedených kategorií, v Tab. 1-1.

Přínosy užití FBW řízení lze celkově shrnout:

- zajištění akceptovatelných letových vlastností letounu se sníženou stabilitou až nestabilního.
- zisk ze zmenšení ocasních ploch, plochy křídla, spolu s využitím zadnějších centráží s důsledkem snížení celkové hmotnosti.
- zisk ze snížení odporu v důsledku volby zmenšených ploch (viz předchozí bod), zejména pak snížení nutného vyvažovacího odporu vzhledem k volbě zmenšené zásoby statické stability (posunu centráže vzad) – zvýšení aerodynamické jemnosti (dopad na výkonové parametry - rychlost, spotřeba).
- zlepšení stranových vlastností užitím funkce tlumiče stranových kmitů (Dutch Roll).
- zisk na obratnosti zavedením funkce přímého řízení vztlakové síly bez nutných přechodových náběhů; zpřesnění úhlů azimutu, trajektorie a zaměřování.
- snížení zatížení v obratech a při poryvech, zvýšení kritické rychlosti flutteru.
- zavedení omezovačů kritických parametrů, zejména kritického úhlu náběhu, ale i mezního násobku, umožňující soustředěnost na úlohu (carefree manoeuvring).
- v neposlední řadě pro cvičný letoun nezbytná příbuznost charakteristik plynoucí z užití na bojových letounech, na které je výcvik zaměřen.

2 Řídicí systém letounu

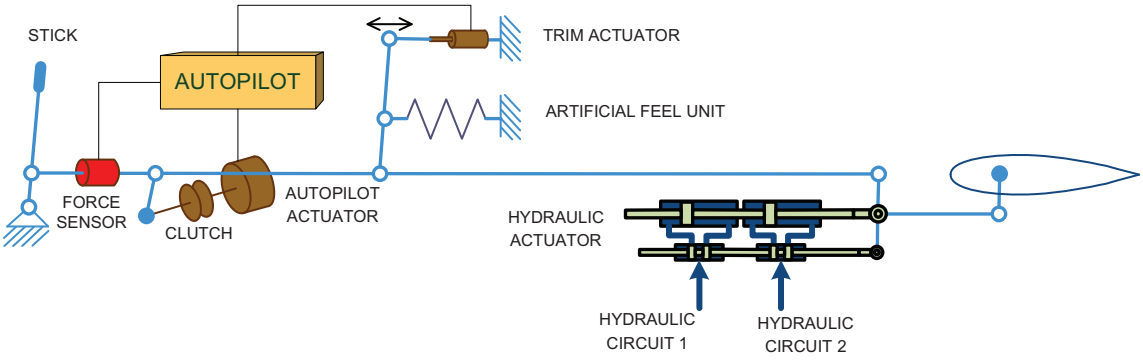
Řídicí systém letounu je integrální součástí celého koncepčního návrhu letounu za účelem splnění provozních požadavků z hlediska aerodynamiky, letových výkonů a vlastností. Aplikace aktivního FBW řízení na stabilní aerodynamickou konfiguraci letounu L159 je přechodovou fází vývoje za účelem ověření koncepčního návrhu tohoto nového systému při zachování robustní spolehlivosti stávajícího systému reprezentované mechanickou zpětnou vazbou.

2.1 Současný řídicí systém

Řízení letounu je mechanické s hydraulickými posilovači nevratného typu v okruhu podélném a příčném. Do soustavy je vřazen systém automatického řízení, představující tříosý autopilot. Sestává z automatického řízení v kanále podélném a příčném a z tlumiče stranových kmitů (TSK) v okruhu směrového řízení. Tyto automatické funkce jsou vřazovány ve zvolených režimech letu.

Podélné a příčné řízení má jako své výkonné členy hydraulické posilovače. Přenos řídicích impulsů od pilota k ovladačům šoupátek posilovačů je realizován soustavou tuhých táhel a pák. Autopilotní zásahy jsou zde vnášeny elektromechanickými výkonnými členy vřazenými paralelně před posilovač. Směrové řízení je realizováno soustavou tuhých táhel a pák. Před

kormidlem jsou zařazeny sériový a paralelní elektromechanický výkonný člen tlumiče stranových kmitů. V každém kanálu řízení je rovněž elektromechanický snímač síly.

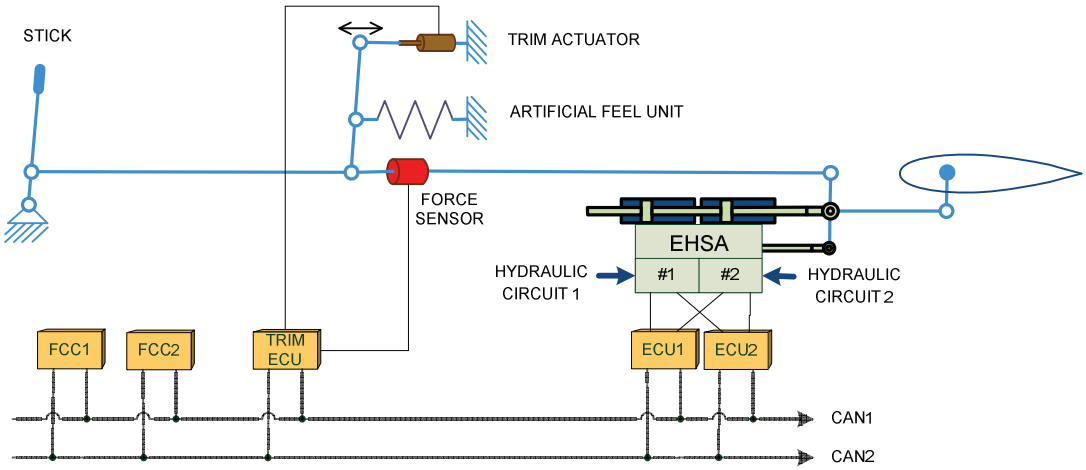


Obr. 2-1 Blokové schéma mechanicko-hydraulického řízeného kanálu

- Elektrický autopilotní servopohon instalovaný v přední části mechanické trasy řízení nezahrnuje nelinarity (vůle a tření) v další části trasy řízení.
- Autopilotní servopohon musí překonávat sílu ze zatěžovacího mechanismu
- Síla vyvozená autopilotním servopohonem je následně kompezována přestavěním vyvažovacího servopohonu.
- Autopilotní servopohon je elektricky odpojován - el. spinač nebo překonání odpojovací síly snímače síly.

2.2 FBW řídicí systém s mechanickou zpětnou vazbou

Aplikace FBW systému řízení do současné konfigurace řízení je navržena na základě vývoje nové dvoukanálové elektrohydraulické jednotky (EHSA) s mechanickou redundantní vazbou pro zachování průkazné robustnosti bezpečnosti systému řízení. Hlavní motivací pro tuto instalaci je eliminace nevýhod současné autopilotní konfigurace s možnou aplikací vyšších stupňů řídicích módů jak v oblasti tlumení tak a i dalších ASŘ letu

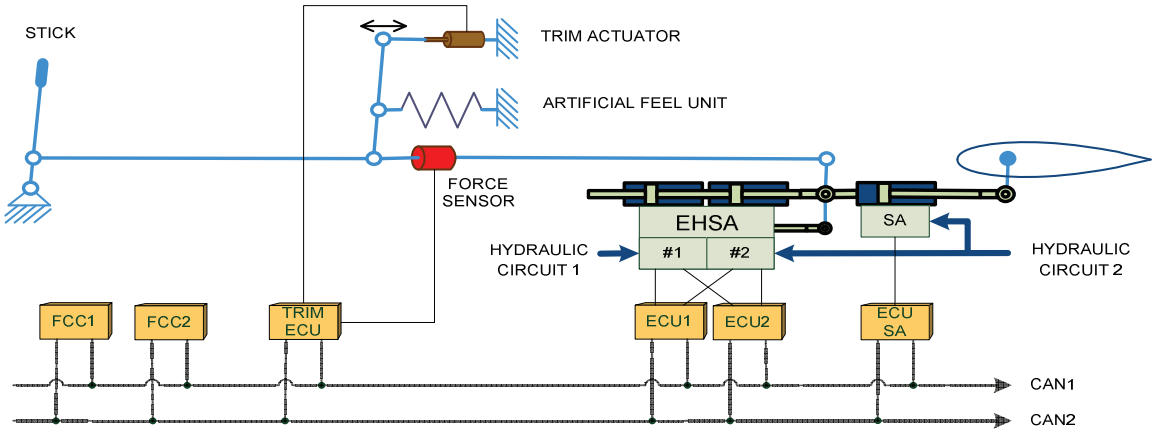


Obr. 2-2 Blokové schéma řízeného kanálu FBW

- Mechanický řídicí systém je zachován jako záložní.
- FBW jako primární řídicí systém je řešen dvoukanálový.

Nespornou výhodou tohoto návrhu je zachování průkazné bezpečnosti a spolehlivosti systému řízení při jeho kvalitativním zlepšení. Na druhou stranu je tento konzervativní přístup poněkud problematický pro aplikace tlumičů rychlých kmitů. Zachovalá mechanická řídicí vazba způsobuje zpětný přenos výchylek do pilotní řídicí páky.

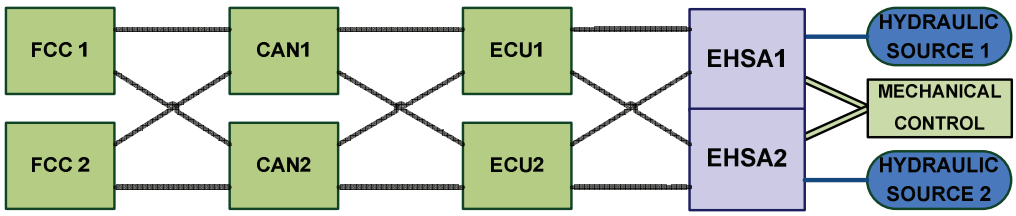
Tento nedostatek je možno dále odstranit zařazením sériového servopohonu SA za výkonový elektrohydraulický servopohon EHSA. Tento sériově řazený servopohon ovládá řídicí plochu nezávisle na řídicí páce. V případě poruchy je tento servopohon zablokován a v dalším procesu řízení letounu se chová jako tuhé táhlo. Tato koncepce je aplikována v sestavě tlumiče stranových kmitů.



Obr. 2-3 Blokové schéma řízeného kanálu FBW s sériovým servopohonem

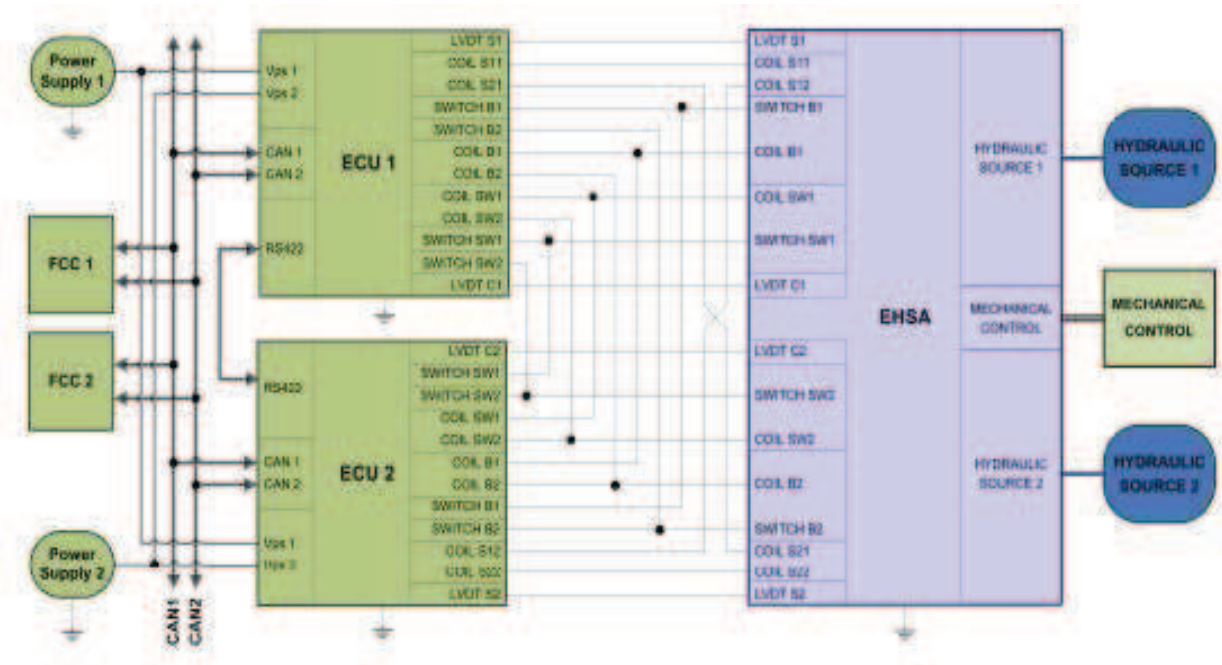
2.3 Architektura FBW systému

Řešená problematika vnitřní struktury systému FBW je spojena s identifikací vhodných elektronických komponent včetně komunikačních síťových protokolů. Byla ověřena možnost využití sběrnic CAN (CANaerospace), Flexray a real-time modifikace Ethernetu. Vlastnosti těchto sběrnic byly porovnány se standardy MIL1553 a ARINC-429. Spolu s návrhem a realizací redundantní řídicí elektronické jednotky ECU byla připravena komunikace sběrnicí CAN s řídicími počítači v redundantním uspořádání, viz. obr.2-4.



Obr. 2-4 Koncepce redundantního dvoukanálového systému

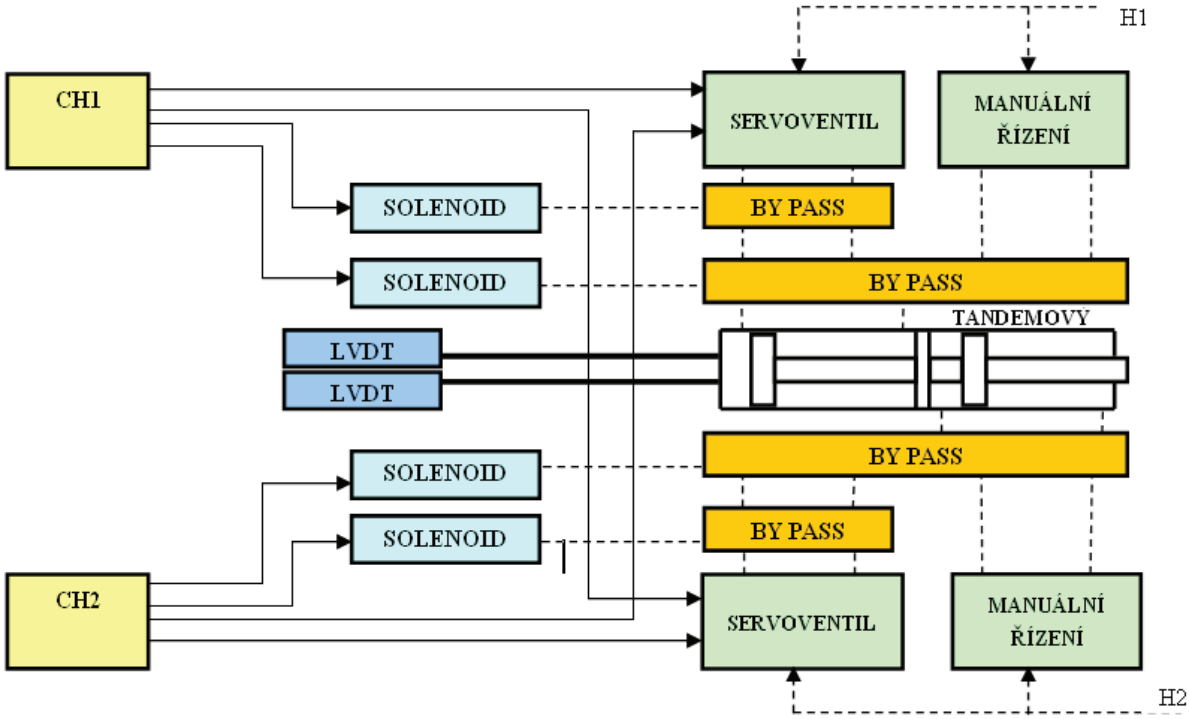
Ústředním členem prototypového FBW sytému je Flight Control Computer (FCC) určený k aplikaci regulačních modelů představující testovaný řídicí algoritmus. Akčními členy jednotlivých řídicích ploch jsou v rámci tohoto projektu nově vyvinuté elektrohydraulické servomechanismy (EHSA) se zachovanou mechanickou (redundantní) zpětnou vazbou integrované do zkušebního stendu. EHSA jsou řízeny pomocí elektronické řídicí jednotky v digitálním provedení komunikující s FCC pomocí sběrnice CAN. Celý systém FBW řízení je dvoukanálový respektující zálohování vazeb v případě poruchy nebo špatné funkce jednoho kanálu.



Obr. 2-5 Blokové schéma FBW

2.4 Výkonové agregáty

Na základě systémových požadavků definovaných v předchozích kapitolách byl proveden koncepční návrh s následnou konstrukční realizací dvoukanálové elektrohydraulické jednotky EHSA pro aplikaci v okruhu příčného a podélného řízení, včetně oživení a integrace v rámci hydraulického zkušebního zařízení.

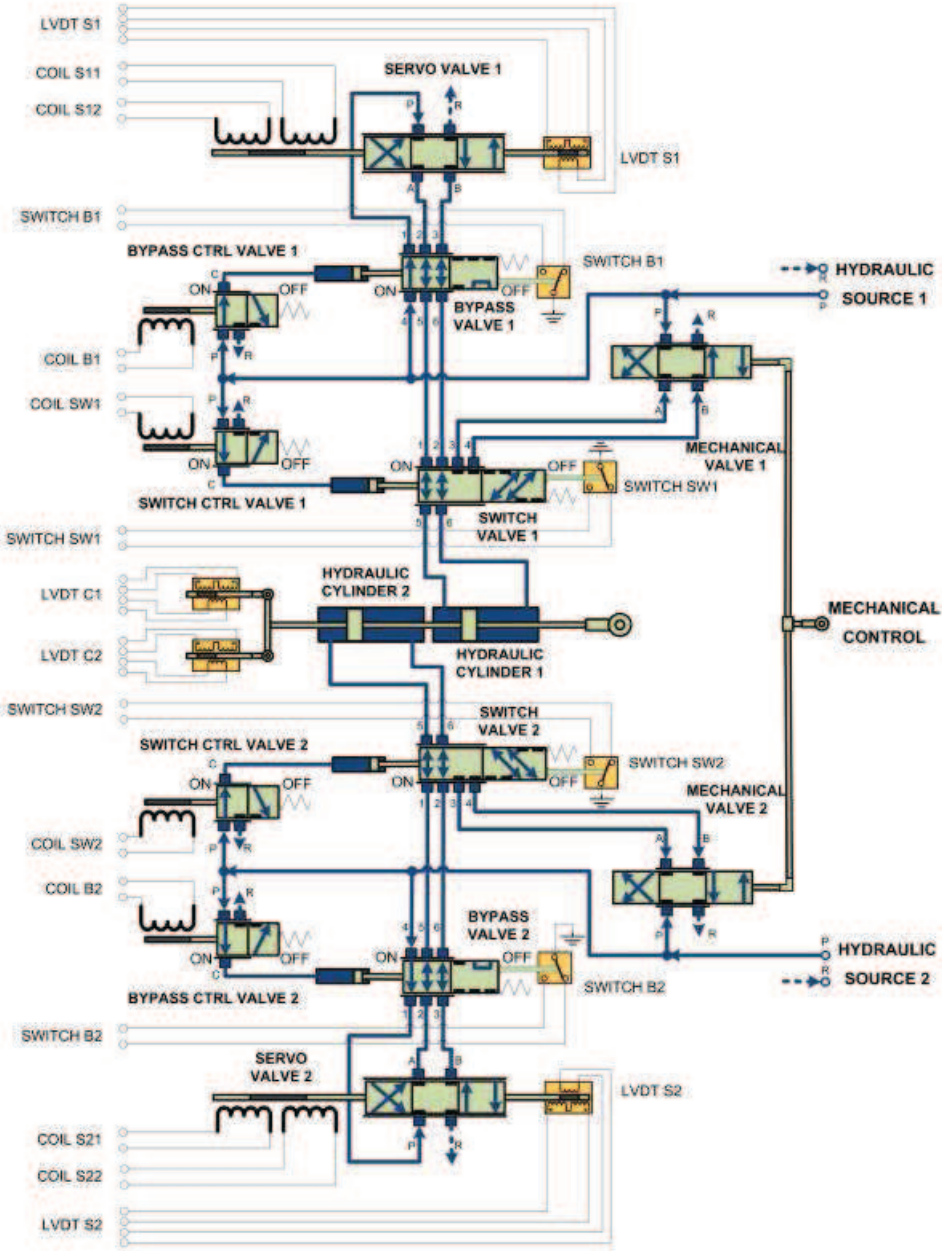


Obr. 2-6 Koncepční blokové schéma dvoukanálové elektrohydraulické jednotky

Realizace nových elektrohydraulických jednotek EHSA vychází ze současného hydraulického posilovače nevratného typu. Nový návrh konstrukce elektrohydraulického servomechanismu vychází ze systémového návrhu FBW a vytváří kompaktní výkonovou jednotku pro přímé řízení aerodynamických ploch letounu.

Základ výkonové jednotky je existující posilovač křidélka/výškovky, který je modifikován tak, aby jej bylo možné řídit elektricky dvěma nezávislými kanály. Při poruše obou elektrických kanálů dochází k přepnutí na mechanické ovládání. Tím je koncepčně zajištěna funkce, aby byl bezpečný (ovladatelný) při dvou na sobě nezávislých poruchách.

Servomechanismus je tvořen dvoustupňovým tandemovým přímočarým hydromotorem, kde každý stupeň hydro-motoru je napájen z nezávislého hydraulického okruhu H1, H2. Oba okruhy jsou nezávislé, není mezi nimi žádné propojení. Množství kapaliny je řízeno servoventilem (nezávislý pro pravou a levou stranu), který je ovládán na základě elektrických signálů. Cívka servoventilu je tvořena dvěma nezávislými vinutími. Každé vinutí je napájeno

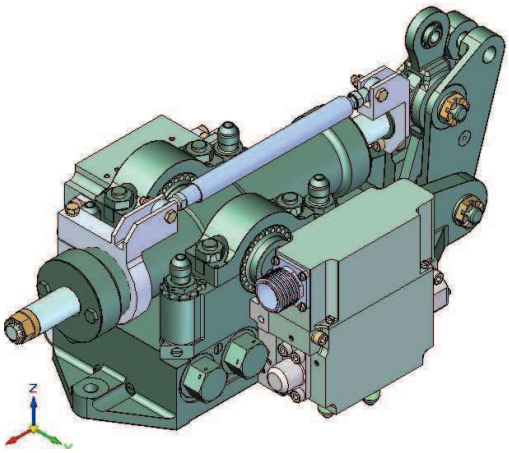


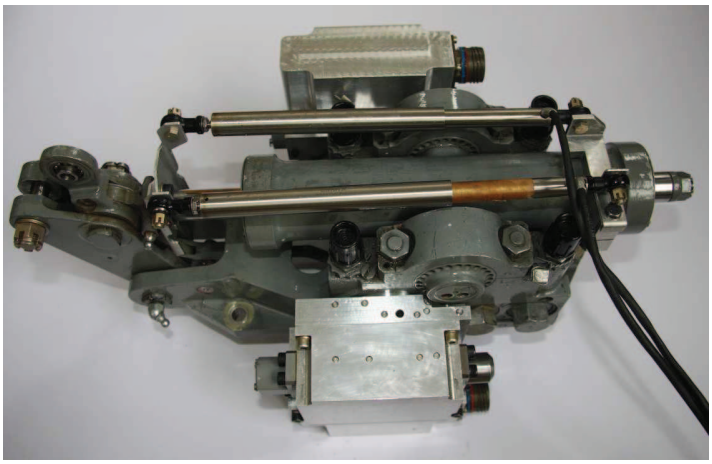
Obr. 2-7 Schéma uspořádání výkonového členu pro FBW

z nezávislého kanálů. Okruh mechanického ovládání servomechanismu je oddělen od elektroimpulzivního okruhu BY-PASS ventilem.

Jestliže servomechanizmus pracuje bez jakékoliv poruchy, je manuální okruh v režimu STAND-BY. V případě, že se v elektroimpulzivním okruhu servomechanismu vyskytne porucha, která znemožní ovládání lineárního hydro-motoru, servomechanismus se automaticky přestaví do módu manuálního řízení.

Jak bylo řečeno v úvodu, obě komory lineárního hydro-motoru jsou nezávisle napájeny z hydraulického okruhu H1 resp, H2. V případě selhání jednoho ze dvou okruhů, je výkon servomechanismu snížen, ale ovladatelnost je zajištěna.





Obr. 2-8 Sestava dvoukanálové elektrohydraulické jednotky pro FBW řízení

2.5 Elektronické vybavení

Spolu s vývojem dvoukanálové elektrohydraulické jednotky byla realizována digitální elektronická jednotka (DECU), která dále rozšiřuje aplikační nasazení v rámci integrovaného řídicího systému. Na obr. 2-9 je pro informaci základní blokové schéma této jednotky.

Dále byl v této etapě realizován počítač FCC (Flight Control Computer) k výpočtu algoritmů řízení. Vstupy a výstupy jsou distribuované prostřednictvím sběrnice CAN s protokolem CANopen. Toto řešení je výhodné z hlediska dostupnosti s dostatečnou reprezentací systémových požadavků v úrovni řešeného projektu. Základní desku počítače lze v případě nutnosti dále rozšiřovat o speciální desky prostřednictvím sběrnice SPI.

Zařízení se skládá ze základní desky (Main board) osazené procesorem PowerPC MPC5200 a paměťmi, která se připojuje k tzv. Carrier board. Tato deska obsahuje konektory pro periferie vyvedené ze základní desky a umožňuje vestavění do nosného bloku.

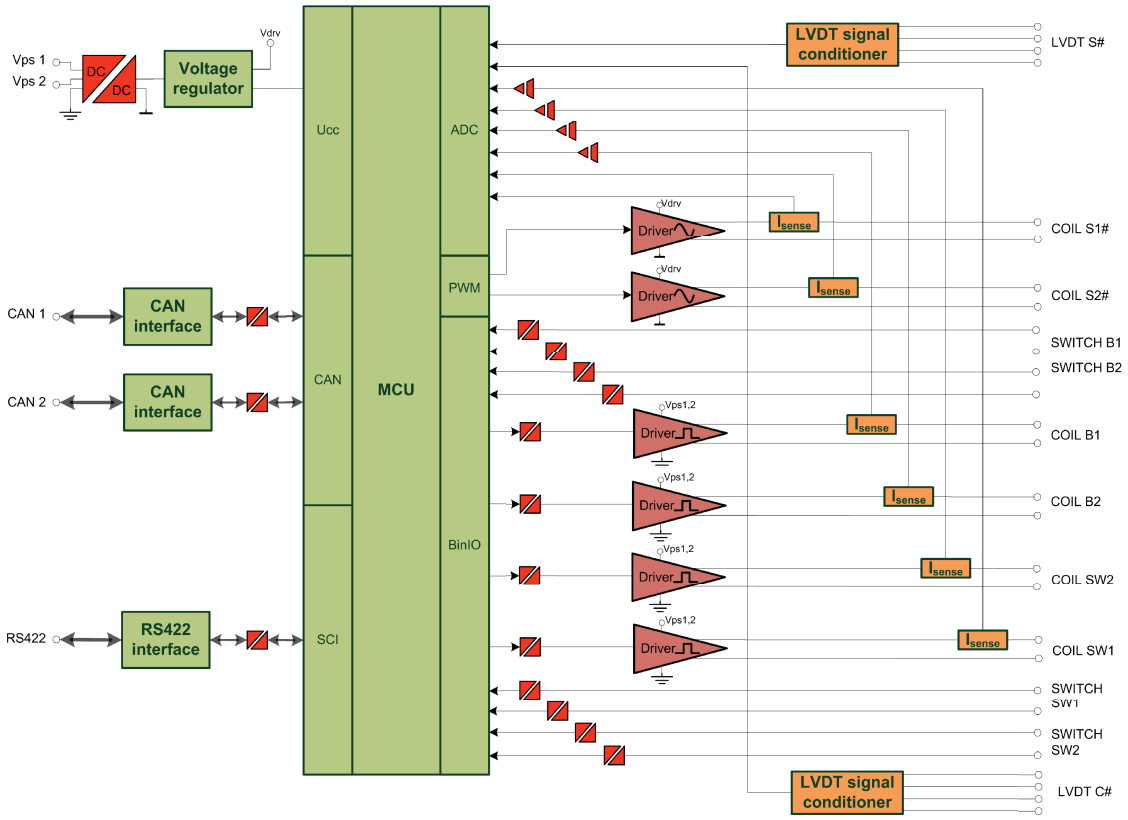
Parametry základní desky

- procesor: MPC5200
- Jádro MPC603e, superskalární architektura
- Frekvence jádra 400MHz
- FPU (floating point unit)
- MMU (memory management unit)
- SDRAM: 64MB, 32bitová
- FLASH: 16MB, 16bitová

Periferie

- Ethernet 10/100Mbps
- 2x CAN

- RS232
- SPI
- Adresová a datová sběrnice
- GPIO s funkcí timeru a interruptu



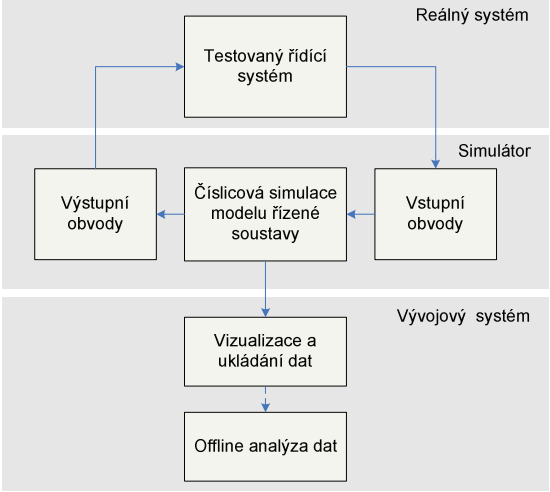
Obr. 2-9 Blokové schéma DECU

Obr. 2-10 Základní deska počítače FCC

Na počítači FCC je používán operační systém Linux 2.6. Jako CAN driver je použit SocketCAN. Jako implementace CANopen protokolu je použit CANfestival. Pro vývoj SW realizující algoritmy řízení je využíván LinTarget převádějící Simulinkové modely do kódu C a překládající je pro FCC. Ve funkci FCC je navíc využíván blokset pro komunikaci s MFD a FlightGearem pro projekci letu.

3 HIL simulátor

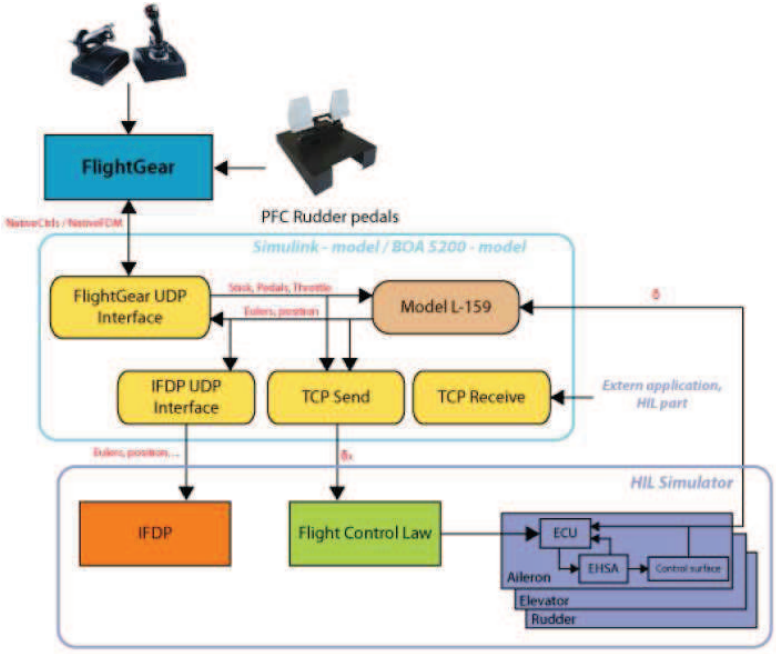
Návrh koncepce HIL simulátoru vychází z principu obecné Hardware In the Loop (HIL), simulace běžně používané pro testování řídicích systémů a jejich komponent nejen v leteckém průmyslu, ale také v automobilovém průmyslu, strojírenství a dalších oborech.



Obr. 3-1 Základní koncepce Hardware In the Loop simulace

Při vývoji systému řízení zcela odlišné koncepce než je používána dnes (přechod z hydraulického řízení na FBW) bylo nutné testovat nové elektronické akční členy, komunikační a řídicí prostředky. Pro testování inteligentních řídicích prostředků jako jsou autopiloty a stabilizátory letu je nezbytné testovat dynamiku systému a další automatické funkce řídicího systému založeného na FBW. Návrh testovací platformy je tvořen elektronickým měřícím a řídicím systémem plně integrovaným s vývojovým prostředím Matlab/Simulink. To umožnilo testování širokého rozsahu návrhů modelů AŘL (Automatické Řízení letu) modelovaných v Simulinku a verifikovat tak chování vyvinutého řídicího systému s modelem. Testování akčních členů a souvisejících mechanických komponent umožnil zatěžovací hydraulický systém. HIL simulátor, tak umožnil simulovat stavy blízké reálnému provozu testovaného řídicího systému letounu, čímž prováděné testy mohou do určité míry nahradit některé mnohem složitější, nákladnější a riskantnější letové zkoušky. Významnou výhodou testů provedených na stendu pomocí HIL simulátoru oproti letovým zkouškám je možnost provádět je ještě před výrobou letu schopného prototypu a možnost testovat chování i za kriticky extrémních podmínek, které nelze z bezpečnostních důvodů při letových zkouškách navodit. Neméně významným přínosem propojení HIL simulátoru se Simulinkem bylo také významné zjednodušení a tím i zrychlení prováděných testů. Data získaná během testů a zpracovaná přímo v Matlabu se mohou pak stát jedním z podkladů pro certifikaci použitých komponent řídicího systému.
Uživatelské rozhraní integruje letecký simulátor FlightGear do simulátoru Hardware In the Loop. Toto rozhraní umožňuje řídit a vizualizovat průběh letu v leteckém simulátoru Flight

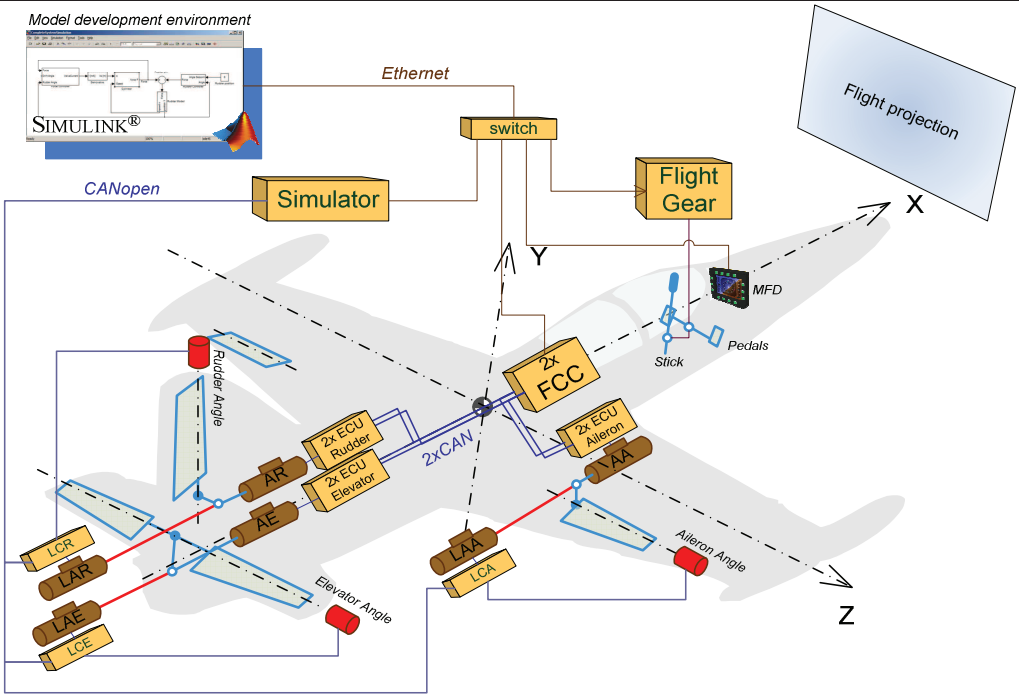
Gear. FlightGear i MFD komunikují s FCC prostřednictvím ethernetu. Pro integraci do SW FCC byl vyvinut blokset pro Simulink.



Obr. 3-2 Začlenění FlightGear blocksetu do HIL simulátoru

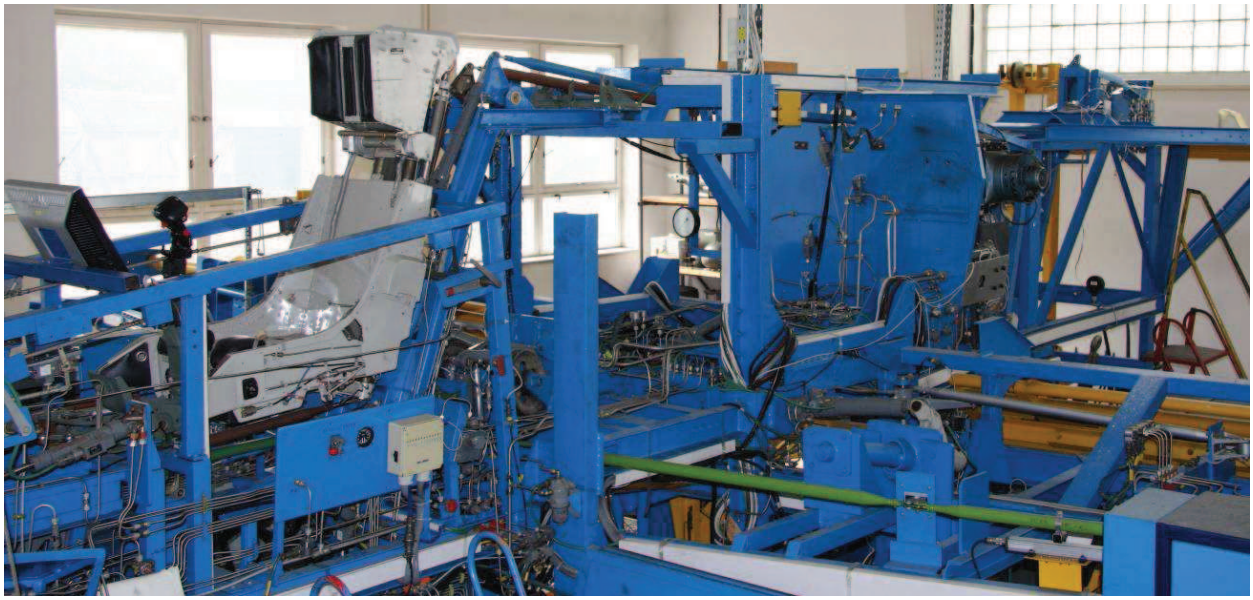
3.1 Architektura systému

Instrumentace zkušebního stendu je založena na sběrnici CAN. Pro implementaci testovaných algoritmů pro FCC i modelů pro simulátor byl dále rozvíjen target pro generování kódu z prostředí Simulinku. Implementován byl především algoritmus ošetření asynchronních událostí. Na obr. 3-3 je celkové uspořádání systému FBW, včetně vybavení a komunikačních periferii.

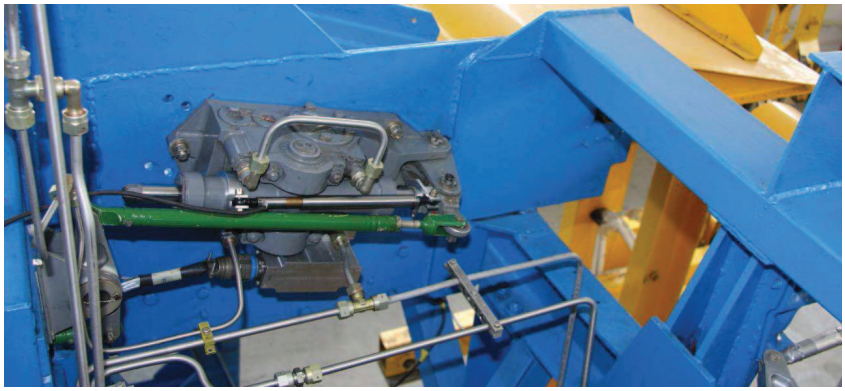


Obr. 3-3 Celkové uspořádání systému FBW

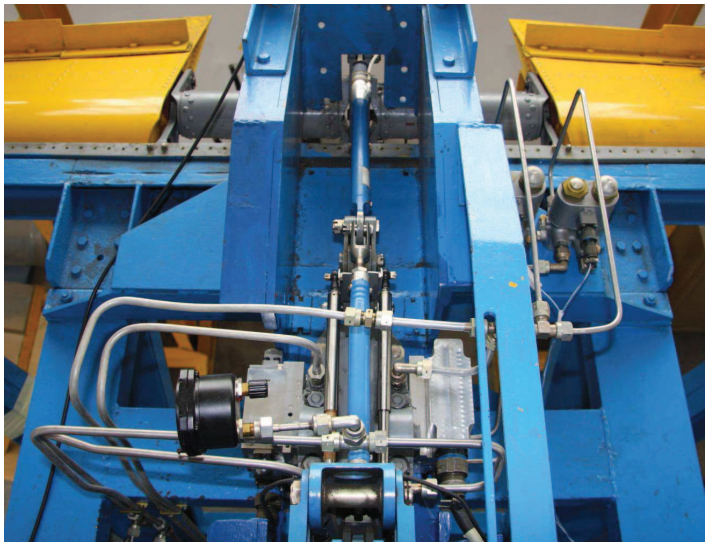
HIL simulátor je implementován v rámci pozemního zkušebního hydraulického zařízení reprezentující reálné dimenze a instalace letounu L159. Tím je možnost na tomto zkušebním zařízení v reálném provozu ověřit správnost koncepce nového HIL simulátoru, jeho funkčnost a verifikovat parametry celého systému FBW.



Obr. 3-4 Celkové uspořádání FBW zkušebního systému



Obr. 3-5 Instalace příčného elektrohydraulického servomechanismu



Obr. 3-6 Instalace podélného elektrohydraulického servomechanismu

3.2 Kompletace systému FBW

Kompletace systému FBW je spojena s realizací FBW simulátoru představující jednak vstupní pilotní řídicí část kabiny letounu s instalací řídicích prvků, tak především vlastní propojení s řídicím systémem. Pro tyto účely byla realizována kabina letounu s řídicími prvky typu HOTAS včetně pedálů směrového řízení. Tato realizace umožnila ergonomické ověření ovládání letounu včetně umístnění zobrazovacích jednotek. Součástí této etapy bylo také vlastní nastavení zobrazovacího zařízení v prostředí Flight Gear. Etapa byla zakončena oživením systému a ověření funkčnosti jednotlivých částí komunikace zařízení mezi SW Matlab/Simulink a HW reprezentovaným novými elektrohydraulickými jednotkami EHSA.
Jednotky EHSA jsou umístněny do zkušebního systému hydraulického letounového stendu pro kanál primárního příčného a podélného řízení. Pro kanál směrového řízení byla využita konfigurace zkušebního stendu TSK. Na obr. 3–7 je zobrazen pohled na konfiguraci přední pilotní kabiny letounu s řídicími prvky typu HOTAS s bočním uspořádáním včetně pedálů směrového řízení a zobrazovací jednotkou. V další variantě je provedeno uspořádání kabiny v konvenčním provedení s napojením na FBW řídicí systém s zapojenou mechanickou zpětnou vazbou. Výstupem byla demonstrace funkčnosti systému jak s přímým elektrickým řízením výkonových jednotek primárního řízení letu tak přepnutí na zpětné mechanické řízení.
Součástí této etapy bylo provedeno oživení a zkušební testy SW a HW systému FBW v které byly provedeny zkoušky komunikace a řízení na nově vyvíjených elektrohydraulických jednotkách EHSA s redundantní digitální elektronickou řídicí jednotkou DECU komunikující s počítačem řízení letu FCC prostřednictvím redundantní sběrnice CAN. Byly provedeny testy komunikace FCC na kterém je spuštěn LinTarget s příslušným modelem s Flight Gearem a Simulinkem. Výše zmíněnými testy byly ověřeny kapacity sítí CAN i Ethernet pro danou konfiguraci FBW stendu.
Na počítači FCC s běžícím LinTargetem a komunikačními protokoly byla ověřována dostatečnost a robustnost výpočetního výkonu pro výpočet řídících algoritmů systému FBW.

Obr. 3-7 Kabina letounu s elektronickými řídicími prvky

4 Zkoušky systému

Zkušební etapa projektu byla soustředěna především na celkové oživení systému a ověření koncepčních návrhů v úrovni pozemního stendového letounového zařízení. Nedílnou součástí zkušební etapy byla verifikace navržených řídicích modelů letounu se simulací Matlab/Simulink a zobrazení v prostředí Flight Gear. Byly provedeny verifikační úpravy řídicích módů s doplnění o dynamiku a nelinearity pohybových systémů.

Základní ověřovací kapitoly:

- Zkoušky redundantní elektronické řídicí jednotky DECU (Digital Electronic Control Unit) v řídicím systému FBW.
- Zkoušky systému FBW jednotlivých řídicích kanálů, vstup ze simulátoru, projekce letu.
- Funkčnosti a komunikace systému - přenos signálů z elektrických řídicích prvků na akční prvky, včetně komunikace s řídicím počítačem a zpětnovazebními smyčkami a záznamem.
- Zkušební program identifikující řízený systém letounu ve významných případech letu - stabilizace výšky, vedení letadla po trati a závěrečná fáze letu s přistáním.
- Zkušební program demonstrován mód tlumení stranových a podélných kmitů včetně jeho projekce.

5 Závěr

V prezentovaném grantovém projektu FBW byla především identifikovaná řešená problematika z hlediska systémového přístupu na reálně dostupné konfiguraci letounu L159. V rámci projektu byl realizován pozemní FBW demonstrátor s funkčními systémovými komponenty. Úvodní stendové ověření prokázalo funkční principy tohoto navrženého systému s dalšími podněty pro realizaci následných aplikačních verzí.

Literatura

[1] DOUBRAVA,J.-WASNIOWSKY,L.: Modulové řešení systému řízení Fly-By-Wire pro lehký proudový letoun,40/RKM/2009, Aero Vodochody, 2009.

[2] DOUBRAVA,J.-WASNIOWSKY,L.: Zkoušky systému FBW na pozemním stendu, 39/RKM/2009, Aero Vodochody, 2009.

[3] WASZNIOWKI, L.: FBW řídicí systém, návrh FCC a komunikačních periferii, ČVUT FEL, Aero Vodochody, 2009.

[4] KUČERA,P.: Požadavky na systém FBW z hlediska aerodynamiky a letových vlastností, A-5015, Aero Vodochody, 2008.

[5] WASZNIOWKI, L.: Konfigurace HIL systému, uživatelské rozhraní simulátoru pro testování FBW, ČVUT FEL, Aero Vodochody, 2008.

[6] JIRÁSEK, V.-TRNOBRANSKÝ,M.: Koncepční návrh systému FBW, 22/RKM/2007, Aero Vodochody, 2007.

Integrovaná modulární avionika na palubách malých letadel - fikce nebo realita?

Ing. Pavel Pačes
Katedra měření,
Fakulta elektrotechnická, ČVUT Praha
e-mail: pacesp@feld.cvut.cz, tel.: +420-224-352-061

Resumé:

Integrovaná modulární avionika (IMA) se stává nedílnou součástí instalací avionického vybavení moderních vojenských letadel. Tento koncept je i přes problémy spojené s náročnější certifikací zaváděn i do oblasti civilního letectví na základě dostupnější a výkonnější elektroniky. Moderní elektronika proniká i do oblasti velmi malých a běžným lidem dostupných typů letadel. Tato prezentace se zaměřuje na definici jednotlivých bloků tvořících integrovanou modulární avioniku, kdy jednotlivé části a porovnání jsou ilustrovány příklady z praxe. Prezentace poukazuje na podobnost v současné době používaných elektronických systémů se systémy modulární avioniky, „smart“ senzorů a zobrazovačů.

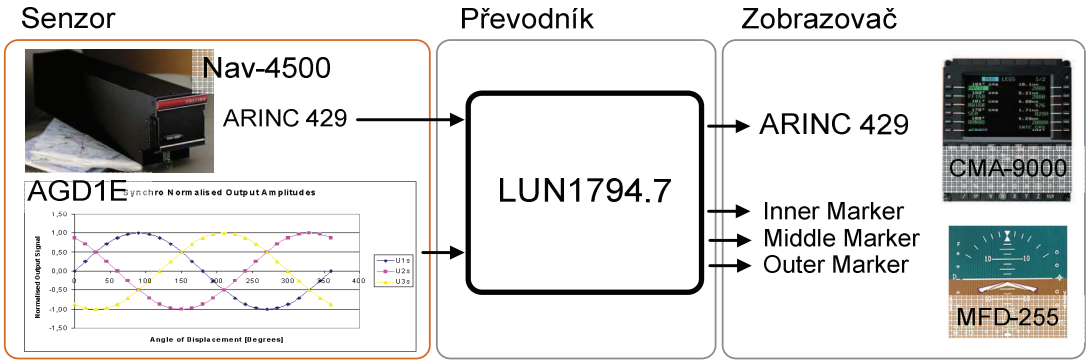
1 Úvod

V následujících kapitolách jsou popsány základní principy certifikace avionického vybavení v oblasti letadel určených pro všeobecné letectví a obchodní přepravu. Jsou uvedeny nevýhody certifikačního procesu, které vedly k zavedení pojmu integrovaná modulární avionika. Oproti uvedeným kategoriím je oblast ultralehkého létání specifická volnou definicí procesu certifikace a tím, že v této oblasti vyrábí přístroje velké množství firem, jejichž produkty jsou vzájemně málo kompatibilní. Tento článek se snaží přenést terminologii z oblasti všeobecného letectví a obchodní přepravy i do kategorie ultralehkého létání, kdy je problematika integrované modulární avioniky ilustrována na univerzálním systému, který je použit pro vývoj speciální IMA funkce. Tato IMA funkce má za cíl vyhledávat v okolí letounu plochy vhodné pro nouzové přistání a to pro případ výskytu mimořádné události v podobě výpadku pohonné jednotky. Tento systém je v současné době používán i pro vývoj dalších funkcí kontroly činnosti pilota v průběhu letu i pro pozdější offline zpracování.

1.1 Avionické vybavení a jeho certifikace

Pojem integrované modulární avioniky nabývá stále více na významu s rostoucím počtem letadel, kde je tento koncept používaný. Pojem se začíná používat od roku 1990 hlavně v souvislosti se 4.5 generací vojenských bojových letadel a s potřebou zpracovávat stále větší objem informací souvisejících s monitorováním stavu letadla, řízením letadla, a monitorováním okolí stroje [1]. Pro zajištění těchto funkcí v požadované kvalitě a rychlosti již nedostačuje klasický koncept propojování elektronických přístrojů [2] složený z řetězce: senzor → převodník signálu → zobrazovač. Obr. 1-1 zobrazuje schéma propojení senzorových a zobrazovacích prvků používané hlavně pro záměnu, tzv. retrofit, starší mechanické avioniky za moderní zobrazovací přístroje, např. v armádním letectvu České republiky [2]. V těchto případech je běžné, že na palubě zůstávají původní mechanické senzorové systémy (viz gyroskop AGD1E, obr. 1-1) a systémová integrace řeší problémy vzájemné kompatibility vstupů a výstupů jednotlivých senzorových a zobrazovacích přístrojů. V situaci zobrazené na obr. 1-1 řeší převodník konverzi analogového signálu inerciálního

senzoru a převod digitální informace o polohových návěstidlech na diskrétní výstupy ovládající palubní informační světla. Všechny tyto přístroje (viz obr. 1-1) jsou vyráběny různými výrobci na základě mezinárodně uznávaných norem, kdy jsou v oblasti avionického přístrojového vybavení nejvíce používány požadavky TSO – Technical Standard Order, na základě kterých jsou přístroje navrhovány, testovány a certifikovány.



Obr. 1-1: Schéma propojení senzoru a zobrazovacího přístroje [2]

1.2 Přechod k Integrované modulární avionice

Uvedený koncept návrhu, vývoje, výroby a certifikace leteckých přístrojů vyžaduje pro každý blok z řetězce sběru a zobrazení informace použití předepsaných metodik. Jedná se o:

- Návrh požadavků na přístroj a jeho funkci, jejich ověření a validace;
- Návrh hardwarového modulu, který obsahuje podpůrné obvody, mikroprocesor, paměť a obvody vstupů a výstupů;
- Návrh a výrobu pouzdra přístroje;
- Způsob testování funkce přístroje (např. podle DO-178);
- Testování odolnosti přístroje oproti vnějším vlivům (např. podle DO-160); Atd.

Uvedené kroky požadují, aby měl každý výrobce k dispozici odpovídající tým odborníků ve všech pokrývaných oblastech (návrh HW, SW, mechanických částí, výpočtáře, certifikační odborníky, atd.). V případě úspěšné certifikace přístroje znamená i minimální rozšíření, nebo modifikace, existující funkce nutnost znovu projít všechny uvedené kroky a přesvědčit certifikační autoritu k udělení oprávnění k použití modifikovaného přístroje v letectví. Instalace systémů typu varování před nárazem do země (GPWS), nebo protisrážkového systému (TCAS) představuje nutnost zabudovat do letadla novou kabeláž a přístrojové bloky, které nesmí ovlivňovat stávající funkce a hmotnost letounu. Všechny v současné době realizované komplexní systémy umožňující plnit požadované funkce jsou složené z několika modulů s vlastním pouzdrem, které komunikují pomocí digitálních sběrnic a obsahují alespoň jeden výkonný výpočetní systém. Z důvodu stále rostoucí výkonnosti elektronických součástek a jejich klesající ceně je možné uvažovat o vytvoření jedné zálohované výpočetní platformy, pomocí které bude možno realizovat různé funkce letadla, např. [3]:

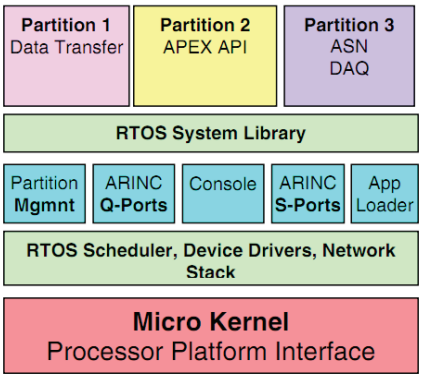
- integrace GPWS a TCAS,
- odvzdušňování, ovládání tlaku vzduchu, vzduchová ventilace a její ovládání, ovládání ventilace avioniky a pilotní kabiny, ovládání teploty,
- hlášení letového provozu, směrovač komunikace avioniky,
- řízení elektrického zatížení, monitorování jističů, elektrický systém BITE,
- řízení paliva, ovládání brzd, ovládání řízení, vysouvání a zasouvání podvozku, hlášení o tlaku pneumatik, hlášení o tlaku oleje, monitorování teploty brzd, atd.

Koncept integrace zmíněných funkcí do jednoho výpočetního bloku [4] byl poprvé použitý při vývoji avioniky pro letoun Boeing B777 v roce 1995, který se nazývá Airplane Information

Management System (AIMS). Tento systém snímacích, ovládacích a výpočetních bloků poskytuje rozhraní pro softwarové moduly, které zajišťují komplexní funkce letadla. Protože bylo uvedené rozhraní přístupné pouze vývojářům společnosti, která systém realizovala, je v současné době označován jako „Closed IMA“ systém.

1.3 Integrovaná modulární avionika

Z globálního pohledu je vývoj konceptu Integrované modulární avioniky přechod od jednoúčelových funkčních bloků, obsahujících HW a SW, k univerzální HW platformě, která poskytuje prostředí (runtime) komplexnímu softwarovému vybavení různých výrobců. Současná definice popisuje IMA následovně [5]:
„*A shared set of flexible, reusable, and interoperable hardware and software resources that, when integrated, form a platform that provide services, designed and verified to a defined set of safety and performance requirements, to host applications performing aircraft functions.*“
Z důvodu zcela nového IMA konceptu nastaly v minulosti problémy s certifikací nově vyvíjených systémů a jejich přijetím certifikačními autoritami. Z těchto důvodů vzniklo několik nových dokumentů: RTCA DO-255 [6], TSO – C153 [7], AC 20-145 [8] a RTCA DO-297 [5], které jsou v současné době používané jako certifikační základna IMA systémů.
V roce 2000 byl publikovaný dokument RTCA DO-255 „Requirements Specification for Avionics Computer Resource (ACR)“ [6], který byl prvním oficiálním dokumentem popisujícím IMA platformu. Tento dokument definuje požadavky na výpočetní systém (platformu), který je možné opětovně použít v různých projektech, různými aplikacemi. Dokument definuje systém rozdělování zdrojů, hlídání konzistence obsahu, testy BITE, nahrávání SW v aplikaci a další. Bohužel FAA neprojevila o tento dokument zájem, protože neřeší problematiku instalace systému, jeho integrace do letadla a certifikace.



Obr. 1-2: Softwarová struktura IMA systému

Obr. 1-3: Ilustrace přístroje pro kategorii necertifikovaných letadel (typ 3)

Oproti tomu dokumenty TSO-C153 „Integrated Modular Avionics Hardware Elements“ [7] a jeho vysvětlující oběžník AC 20-145 „Guidance for Integrated Modular avionics (IMA) that Implement TSO-C153 Authorized Hardware Elements“ [8] byly navrženy FAA k tomu, aby vyplnily existující administrativní mezeru pro certifikaci IMA systémů. TSO-C153 definuje HW součást (modul umísťovaný v avionickém racku) a podmínky jeho certifikace. Dokument opět neřeší problematiku SW kromě modulu nahrávání SW v aplikaci, ale dává vývojáři SW možnost definovat minimální výkonové požadavky na HW. Detailní podmínky integrace, certifikace, instalace a používání přístroje v průběhu jeho životního cyklu jsou popsány v dokumentu [8]. Ten popisuje pravidla pro ohodnocení bezpečnosti systému, konfigurace systému, dělení dostupných zdrojů, napájení, mechanismy testování funkce a zotavení, údržbu a testování. Dále jsou definovány obvyklé role a rozdělení odpovědnosti mezi jednotlivé

organizace a dodavatele. Tyto dokumenty slouží k certifikaci limitovaných, tzv. pseudo, IMA systémů, které nepodporují otevřené rozhraní, sdílený přístup k displejovému vybavení, senzorům, akčním členům, atd. OpenIMA systém naproti tomu definuje všechna rozhraní jako standard, který je dostupný všem dodavatelům letadlových funkcí.
Z důvodu omezení dříve uvedených dokumentů, byl leteckými výrobci a FAA vydán dokument DO-297 „Integrated Modular Avionics (IMA) Development Guidance and Certification Consideration“ [5], který řeší uvedené nedostatky a popisuje tzv. plný, otevřený IMA systém. Na základě tohoto dokumentu jsou jednotlivé části IMA systému vyvíjeny jako „moduly“, kdy modulem je míněn software, nebo hardware anebo kombinace obou. Modul definuje již vývojář systému, přičemž modulem může být celá IMA platforma. Na každý modul jsou použita návrhová pravidla a prostředky zajištění spolehlivosti funkce. Moduly jsou dále integrovány do IMA platformy, SW aplikace jsou nainstalovány na IMA platformu a integrovány do systémů letadla. V případě integrace ClosedIMA systému je za integraci odpovědný dodavatel avioniky a v případě OpenIMA systému bývá odpovědnost na výrobci letadla.
Pro implementaci služeb operačního systému reálného času (RTOS) jsou v praxi běžně používaná standardizovaná rozhraní (např. POSIX). Jejich nadstavba tvořící datové rozhraní mezi operačním systémem a vyvíjeným souborem funkcí se nazývá API Extension (APEX), viz obecná struktura IMA systému na obr. 2-2. IMA zavádí tzv. virtuální páteřní síť, která je pro výpočetní aplikace transparentní a umožňuje jakýmkoliv dvěma funkcím navázat datové spojení. Páteřní sít nahrazuje v současné době používaná datová spojení typu bod-bod a jsou na ni kladeny zcela nové požadavky. Pro zajištění dostupnosti všech požadovaných údajů využívá IMA systém časově řízený přístup na sběrnici, tzv. Time Triggered BUS, kde je zaručena doba doručení požadované informace. Pro implementaci páteřní sítě se v letectví využívají sběrnice typu TT CAN, TTP a AFDX.
Zavedení IMA konceptu zjednodušuje různým výrobcům vývoj letadlových funkcí IMA platformy na základě zjednodušeného prokazování způsobilosti společnosti. Nevýhodou tohoto konceptu jsou zvýšené nároky na integrátora projektu ve fázích vývoje a instalace jednotlivých IMA modulů.

1.4 Avionika a provoz malých letadel

V kategorii malých a ultralehkých letadel je avionické vybavení ve většině případů systém, který je složený ze senzoru veličiny, jehož výstupní signál je přímo připojený k indikačnímu prvku. Z hlediska konstrukce je možné přístroje malých letadel rozdělit do následujících skupin:

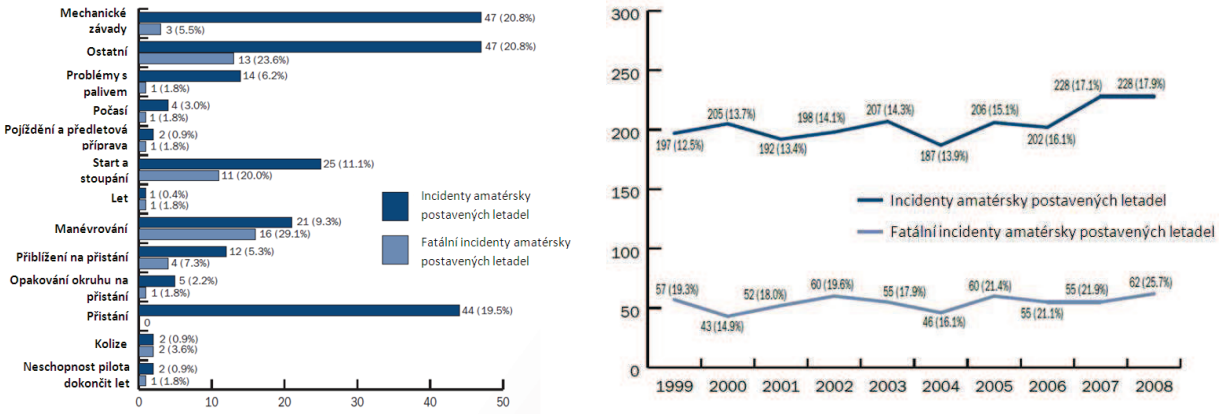
- Typ 1: jednoduché, elektromechanické přístroje;
- Typ 2: jednoduché elektronické přístroje; a
- Typ 3: složité přístroje, které obsahují výkonný grafický počítač (viz obr 2-3).

V případě typu 1 je typickým příkladem měření motorových veličin, kde jsou senzory k zobrazovacímu prvku připojeny dálkovým přenosem elektrických signálů. Nejjednodušší systém je např. reprezentován senzorem teploty v podobě termočlánku, jehož signál je přivedený na mili voltmetr, jehož stupnice je cejchována ve °C. Přístroje typu 2 jsou opět charakterizované jako jednoúčelové, ale jsou realizované jako elektronické jednotky s vnitřní strukturou trvoženou modulem displeje, senzoru a vstupně/výstupních obvodů. Pomineme-li výrobce klasických, mechanických řešení, lze nalézt několik výrobců vyspělých avionických systémů s displejovým zobrazovačem i pro kategorii malých a ultralehkých letadel. Tyto systémy obsahují výkonný počítač umožňující vykreslování uměle generovaných obrazů přístrojového vybavení a případně i pokročilejší způsoby zobrazování (např. terén). Přístroje tohoto druhu budou dále označované jako typ 3 (viz obr. 2-3). Mezi výrobce těchto přístrojů patří společnosti Dynon Avionics, AveoEngineering nebo TL elektronic. Společnost TL

elektronic je z České Republiky a firma AveoEngineering má část výrobních závodů na území Slovenské Republiky a všechny tři firmy vyrábějí přístroje pro trh necertifikovaných letadel. Budoucí vývoj přístrojového vybavení směřuje k elektronickým přístrojům a k rozvoji jejich možností. Tyto přístroje nabízejí vyšší flexibilitu zobrazované informace, opakovatelnost výroby a lepší poměr výkon/váha v porovnání s mechanickými přístroji.
Problematika certifikace palubního vybavení je v oblasti UL letadel oproti kategorii všeobecného letectví a obchodní dopravy zjednodušená. Pro ultralehká letadla řízená aerodynamicky (ULLa) platí v ČR předpis UL2 [10], zákonné omezení pro činnost pouze v podmínkách letů za viditelnosti (VFR) a zákaz provádění akrobatických manévrů. V předpisu UL2 se přístrojovým vybavením zabývá kapitola F. Výstroj. V odstavci I. 2 jsou uvedeny požadavky na zástavbu letových a navigačních přístrojů. Na palubní desce UL letadla musí být zabudován výškoměr, rychloměr a magnetický kompas. Z přístrojů pro kontrolu motoru předpis UL2 předepisuje přístroje, které jsou doporučené výrobcem motoru nebo které jsou nutné k tomu, aby motor pracoval v rámci stanovených omezení.

1.5 Mimořádné události v kategorii malých letadel

Nejen v ČR, ale i v zahraničí je problémům při přistání připisováno 20% všech mimořádných událostí, což řadí přistání k nejobtížnějšímu manévru letu. Mnoho nehod je způsobeno vlivem bočního větru, kdy pilot nedokáže letoun udržet v požadovaném směru, přistává ve vysoké rychlosti, brzy podrovnává a špatně opravuje chyby při přistání (odskok). Obr 3-4 zobrazuje rozdělění nehod amatérsky postavených letadel v USA v roce 2007 a absolutní údaj a poměr počtu nehod amatérsky postavených letadel ke kategorii GA v USA [12][13], které ale odpovídají situaci, která panuje v ČR. V práci [11] bylo identifikováno několik způsobů, kterými se dá předcházet mimořádným událostem. V následujícím textu je uvedený jeden z nich.
Jedná se o metodou provádějící kontinuální výpočet možností letadla (dolet) vzhledem k jeho poloze, kdy systém automaticky vyhledává z interní databáze polohu zastavěných ploch, vysokých překážek, vhodných VPD a ploch vhodných pro bezpečná nouzová přistání. V případě, že se v okolí letadla nevyskytuje plocha vhodná pro nouzové přistání je o této skutečnosti pilot informován. V případě, že dojde poruše pohonné jednotky je pilotovi navrženo řešení, které ho bezpečně dovede na přistání do oblasti bez terénních překážek.
Uvedená funce a další návrhy funkcí zvyšujících bezpečnost letu letadla jsou součástí Systému podpory rozhodování pilota (SPRP) a jsou průběžně vyvíjeny pomocí dále popsaného systému.

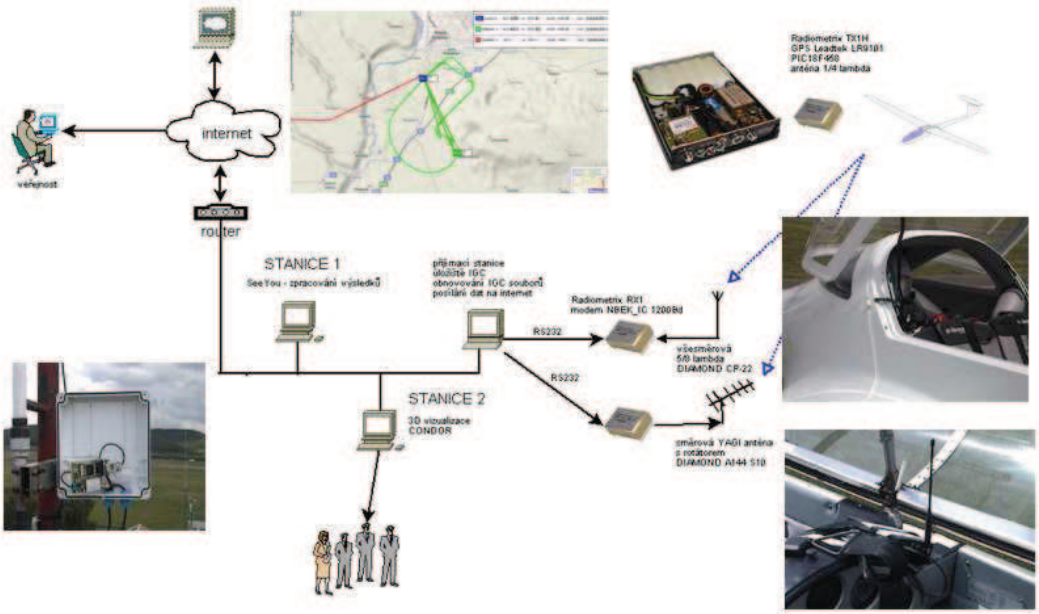


a) b)

Obr. 1-4: Rozdělení nehod amatérsky postavených letadel v USA v roce 2007

2 Systém podpory rozhodování pilota

Porucha pohonné jednotky často vede k vzniku mimořádné události, protože pilot při vzniku poruchy často přecenění své schopnosti a i vlastností letadla. V případě výpadku pohonné jednotky je pilot vystaven velkému stresu, kterému špatně odolává a následně špatně ohodnotí možnosti letadla vzhledem k aktuální situaci: poloze, výšce, rychlosti a okolním podmínkám. Cílem funkcí prezentovaných v této kapitole je přerušit řetězec chyb, které vedou k nezvládnutí techniky pilotáže.
V rámci práce [11] byl vyvinut distribuovaný senzorový systém avionických modulů poskytujících: aerometrické veličiny, globální pozici, prostor pro uložení terénní databáze, systém pro generování hlasových hlášení a návrh zcela nového systému pro měření polohových úhlů. Dále byl v práci [14] realizovaný velmi levný všesměrový systém vysílání informací o poloze a rychlosti letu z paluby letadla na zem. Systém, který byl v praxi otestovaný, umožňuje přenášet informace až do vzdálenosti 80 km. V tomto případě je možné rozšířit palubní vybavení letadla o stejný přijímač, jaký je použitý na pozemní stanici a sbírat informace o letadlech pohybujících se v okolí. Ilustrace funkce systému je zobrazena na obrázku 2-5.



Obr. 2-5: Ilustrace funkce systému sledování letadel, podle [14]

Uvedené senzorové a přenosové bloky poskytují základ pro realizaci funkcí navržených v práci [11] a dále funkce typu GPWS a TCAS, které jsou v praxi známé a v případě dostupnosti senzorového a přenosového kanálu i jednoduše realizovatelné. Oproti tomu z analýzy nehod a následně navrhovaných opatření vyplynulo, že je do budoucna perspektivní rozvíjet funkci vyhledávání vhodných ploch pro přistání v případě výskytu mimořádných situací [15], která se běžně nevyskytuje ani na palubách malých, a ani velkých letadel.

2.1 Automatické vyhledávání vhodné přistávací plochy pro případ výskytu mimořádných situací

Koncept funkce automatického vyhledávání vhodné přistávací plochy pro případ výskytu mimořádné situace má za cíl v okolí letadla vyhledávat vhodné plochy, které jsou na základě charakteristik letadla, jeho aktuálního stavu a stavu počasí fyzicky dosažitelné pro případné

nouzové přistání. Systém kombinuje vstupy z několika zdrojů informace a kontroluje, zda jsou všechny parametry uvnitř bezpečných rozsahů. Úkolem funkce navedení na přistání je průběžně:

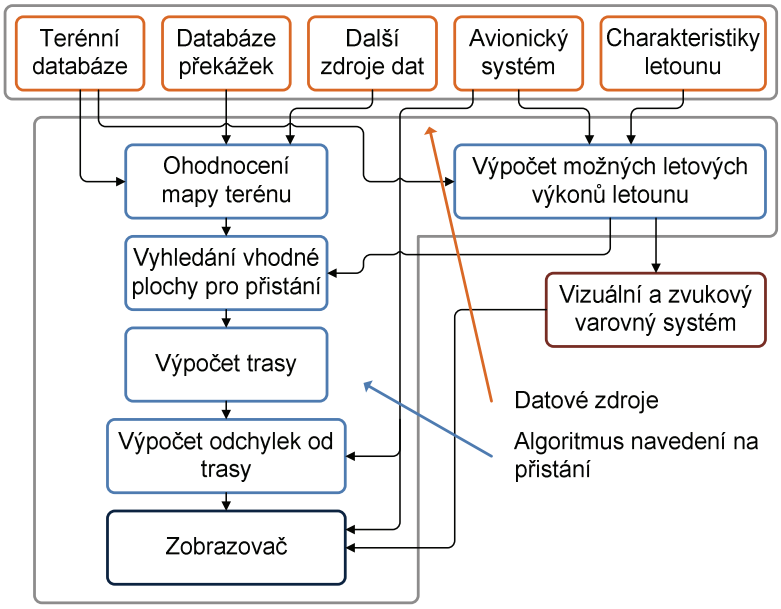
- Ohodnocovat stav letadla, od kterého se odvíjí jeho další možné letové výkony.
- Z databáze letišť nebo na základě ohodnocení terénu vyhledávat v okolí stroje vhodné plochy pro přistání:
    - V případě, že systém nenajde vhodnou plochu pro přistání, bude pilota na tuto skutečnost upozorňovat.
- Kontrolovat zásahy pilota do řízení a porovnávat je s aktuálními možnostmi stroje. V případě detekce takových zásahů do řízení, které povedou k nebezpečné situaci pilota vhodným způsobem upozornit.

Funkce pracuje v otevřené smyčce, kdy vhodným způsobem radí pilotovi, jak má letět ve směru který si vybral, aby bezpečně dosáhl země bez poškození stroje. V případě, že se pilot rozhodne změnit směr letu, algoritmus na základě změněných parametrů letu, výškové a rychlostní zálohy vyhledá novou vhodnou plochu pro přistání, na kterou začne pilota navigovat. Funkce má za úkol primárně vyhledávat plochy ve směru letu, přičemž jak je v kategorii malých letadel zvykem [16], pilot zůstává nejvyšší instancí na palubě a jsou mu ponechány rozhodovací pravomoci. Pilot je upozorněn na mimořádnou situaci, je mu předložen návrh možného řešení, ale konečné rozhodnutí je stále plně v kompetenci pilota.

Pro úspěšnou implementaci funkce vyhledávání vhodné plochy na přistání je nutné definovat požadavky na:

- datové zdroje a senzorové vybavení,
- zobrazovací a indikační přístroje, a
- platformu pro vývoj funkce.

Blokové schéma postupu výpočtu funkce vyhledávání vhodné plochy pro přistání je zobrazené na obr. 4-7. V obrázku jsou barevně odděleny uvedené skupiny.



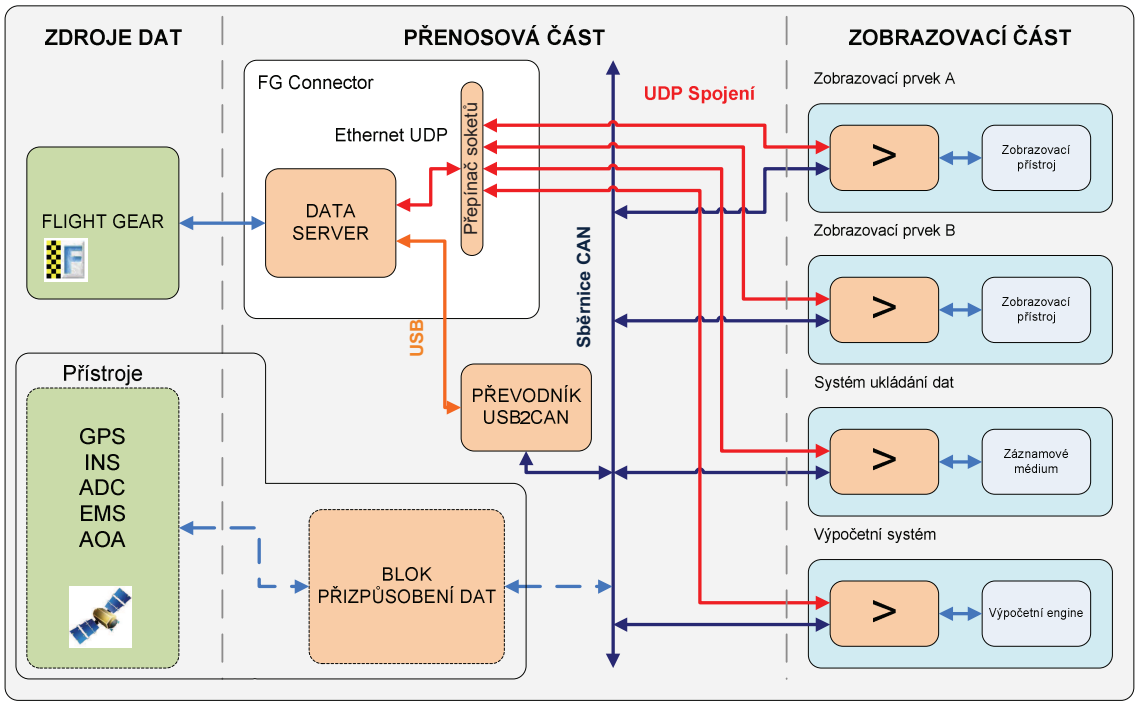
Obr. 2-6: Propojení jednotlivých bloků pro realizaci funkce navedení na přistání

2.2 Vývojový systém

Z důvodu potřeby rychlého otestování navržených algoritmů [11] byl využit letadlový simulátor Flight Gear (FG), který umožňuje přistupovat k vnitřním proměnným jeho letového

modelu pomocí ethernetového rozhraní [17]. Simulátor byl nastaven tak, aby v periodických intervalech odesílal vnitřní stavy letového modelu na určenou IP adresu a port. V rámci této práce byl realizovaný speciální program FG Connector (FGC), který umožňuje zachytávat ethernetové pakety odesílané simulátorem FG a předat přijatá data na jiné rozhraní s jiným kódováním. V rámci integrace TRS a IMU bylo využito ethernetové rozhraní, po kterém jsou jednotlivé datové položky odesílány ve formátu protokolu CANaerospace do prostředí Matlab v režimu dotaz-odpověď (viz obr. 2-6). Rozhraní pro komunikaci mezi prostředím Matlab a programem FGC tvoří toolbox [18] a DLL knihovna, která může být použita jako komponenta různých programů. Výhodou programu FGC je že umožňuje vizualizaci dat, dopočítávání dalších údajů, ukládání dat do externích souborů a poskytuje možnost rozšiřování o další funkce.

Pro distribuci letových a navigačních dat, za účelem otestování funkčnosti algoritmů navedení na přistání podle sestupového paprsku, algoritmů zpracování dat a kontroly činnosti práce pilota za letu, byl vyvinutý datový server, který umožňuje distribuci dat po sběrnici CAN nebo za použití UDP spojení s dalšími programy. Celkové testovací schéma může být rozděleno na tři části. První část obsahuje zdroje dat, které jsou reprezentovány buď letovým simulátorem FlightGear, nebo v práci [11] vyvinutými moduly. Druhá, přenosová, část distribuuje data od zdroje k jejich příjemcům a to buď za pomoci sběrnice CAN, nebo ethernetového spojení typu UDP. Poslední, třetí, část schématu představuje zobrazení dat, jednotku pro uložení dat a jádro pro nezbytné výpočty integrovaných funkcí. Celé blokové schéma je zobrazeno na obrázku č. 2-6.



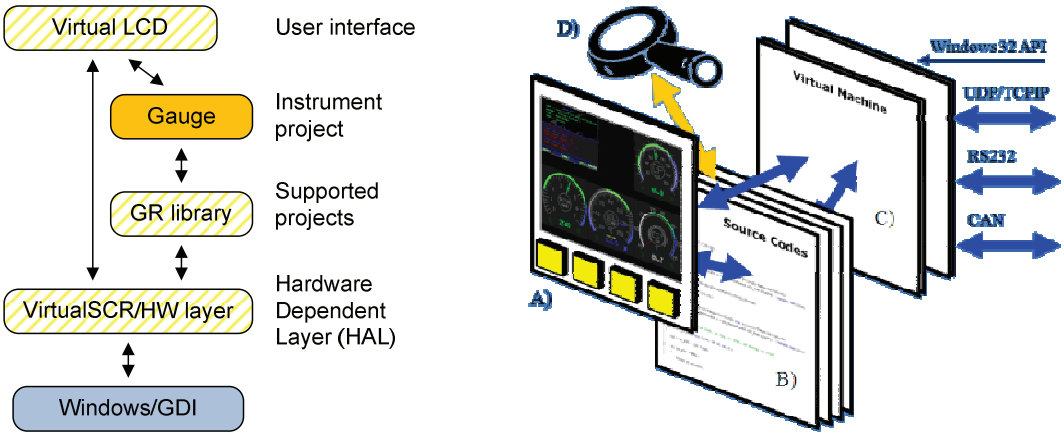
Obr. 2-7: Distribuce dat v testovacím systému Integrované modulární avioniky

Datový server využívá pro komunikaci s převodníkem USB2CAN a pomocí UDP knihovnu DLL, která je součástí Matlab2CAN toolboxu. Jednotlivé zobrazovací prvky využívají stejnou knihovnu pro vstup dat z rozhraní UDP a sběrnice CAN. Bloky přizpůsobení dat jsou buď jednoduché převodníky např. typu RS232/CAN, jako v případě přenosu dat ze systému GPS, nebo jednoúčelové měřicí přístroje jako je aerometrická centrála a blok měření úhlu náběhu a úhlu vybočení. Všechny tyto moduly využívají univerzální avionický modul, jeho knihovnu

funkcí pro obsluhu periferií a program hlavní smyčky pro manipulaci s daty. Systém GPWS zobrazený na obr. 2-7 ilustruje možnost přímého propojení simulátoru a zobrazovače, kde je zobrazen průlet malého letadla kolem Sněžky. FGC je realizován jako *MFC Multiple document* aplikace umožňující udržovat několik spojení s různými částmi testovacího systému. Pro připojení systém a výpočetního prostředí Matlab je velmi výhodné využít funkcí vyvinutého toolboxu, kdy je možné otevřít další UDP spojení mezi Matlabem a datovým serverem a dotazovat se na hodnoty jednotlivých proměnných funkcí FG_ETH_GetParam.

Obr. 2-8: Přístroj zobrazující varování před nárazem do terénu vyvinutý pomocí simulátoru vestavného systému [20]

Pro zrychlený vývoj grafických vestavných aplikací byl realizovaný SW jehož popis je uveřejněný v [19] a [21]. Tento software je určený pro jednoduchý vývoj grafických aplikací pro vestavné systémy s API rozraním (viz obr. 2-8a), které je obdobné jako u reálného vestavného systému (viz obr. 2-8b), přičemž je simulován zobrazovací HW a vstupně-výstupní komunikační rozhraní (RS232, CAN, Ethernet, atd...). Přenositelnost kódu je v tomto případě zajištěna použitým programovacím jazykem a rozhraním nízko-úrovňové knihovny zajišťující interakci s HW zařízením.



a) b)

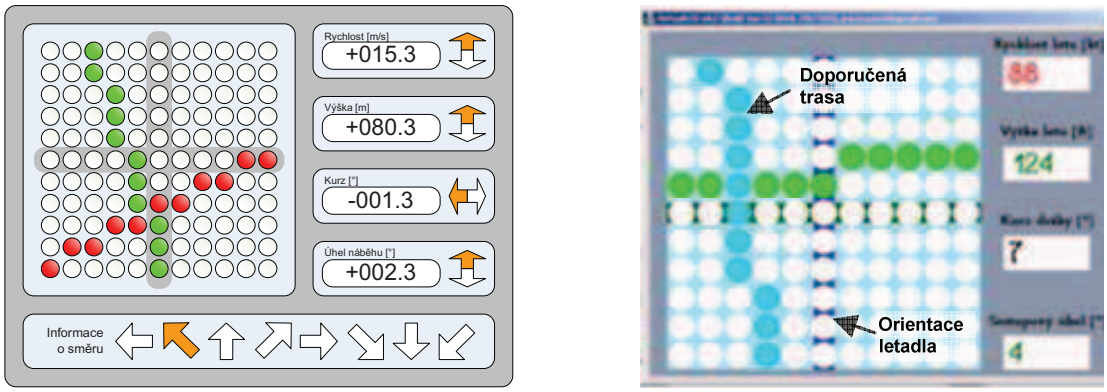
Obr. 2-9: Struktura knihoven zobrazovacího modulu a jejich relace k reálnému vestavnému systému

2.3 Datové zdroje

Jako terénní databáze se používá volně dostupný, výškový profil terénu, označovaný jako Digital Elevation Model (DEM), který je výstupem projektu SRTM [22]. Terénní databáze je doplněná o databázi překážek získávaných z projektu Open Street Maps [23]. Mezi další datové zdroje se dá zařadit i volně dostupná databáze letišť v České republice [24], která obsahuje jak souřadnice umístění přistávacích ploch, tak i definice leteckých prostorů, významných bodů a překážek.
Důležitým údajem pro funkci vyhledávání plochy pro přistání jsou charakteristiky letounu. Jedná se o klouzavost, maximální dolet, minimální rychlost, atd., které jsou ve většině případů součástí dokumentace dodávané výrobcem letounu.
Popis jednotlivých bloků avionického systému je uveden v [11].

2.4 Zobrazovací a indikační přístroje

Protože je reakční doba pilota na grafickou informaci výrazně kratší [25] než na textový údaj, byl pro realizaci zobrazovacího přístroje navržen jednoduchý zobrazovač typu 2 (viz kap. 1.4) jehož vzhled je uvedený na obr. 2.9a. Z důvodu celkové ceny přístroje, spolehlivosti a jeho použití za různých světelných podmínek se předpokládá, že bude realizován jako matice LED diod zobrazující odchylku od trati způsobem známým ze systému ILS. Praktická realizace přístroje pomocí simulátoru displejového zobrazovače je zobrazena na obr. 2.9b. Aktuálně zobrazované informace jsou nastavovány pomocí výstupů algoritmu navedení na přistání. Zobrazuje se algoritmem doporučená trasa a orientace letadla, rychlost letu, výška letu, kurz dráhy a sestupový úhel. V původním návrhu jsou ještě zobrazené šipky zamýšlené jako pomůcka pro udržování jednotlivých parametrů v požadovaných rozsazích.
Protože je samotné vizuální varování nedostatečné, je vizuální indikační systém vhodné doplnit systémem generování zvukových hlášení. Systém zvukových hlášení je oproti běžně známým hlášením (např. systému GPWS) vybaven zcela novým hlášením „Straight Ahead”, jehož cílem je udržet pilota v přímém směru letu v okamžiku, kdy pilot provádí manévr, který je ohodnocený jako nebezpečný, např. pokus o zatáčku v nízké výšce nad terénem.



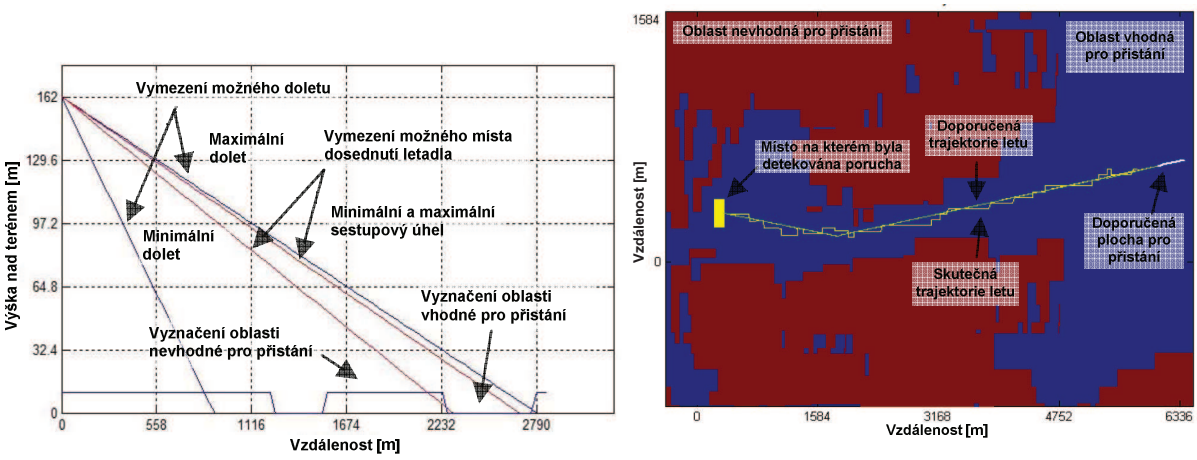
a) b)

Obr. 2-10: Návrh jednoduchého zobrazovače pro realizaci funkce navedené na přistání a jeho výsledná realizace zobrazovače

2.5 Implementace algoritmu

Pro zde prezentovanou implementaci testovaného algoritmu předpokládáme ohodnocení stavu letadla pouze informací „funguje“ nebo „nefunguje“. Tuto informaci poskytuje blok kontroly pohonné jednotky. Kontrolní blok porovnává požadavek na výkon motoru zadaný pilotem

pomocí páky ovládání přípusti paliva a aktuální výkon měřený na motoru. V případě shody obou údajů je pohonná jednotka v pořádku, ale v případě rozporu je dalším systémům ohlášena její chyba.
Vlastní schéma výpočtu algoritmu vyhledání vhodné plochy na přistání je uvedeno na obr. 2-5, kde jsou modrou barvou označeny jednotlivé integrované funkce. Na začátku výpočtu dojde k ohodnocení terénu a na základě aktuálních možností letounu i k výpočtu minimálního a maximálního doletu. Maximální dolet je vypočtený na základě výkonnostních charakteristik letounu a minimální dolet je daný nejvyšší bezpečnou vertikální rychlostí sestupu letadla, přičemž se snažíme navigovat pilota stále vpřed a vyhnout se změnám kurzu. Uvedené údaje jsou použity pro vyhledání vhodné a dosažitelné plochy pro nouzové přistání. Následuje výpočet trajektorie umožňující dosažení vybrané plochy a v případě, že se pilot neodchýlí od navržené trajektorie, tak algoritmus pomocí naváděcích břeven (viz obr. 2-9) zobrazuje odchylky od vypočítané trasy.
Funkce navedení na přistání ohodnocuje terén binární hodnotou jako vhodný nebo nevhodný pro přistání. Ilustrace ohodnocení terénu v aktuálním směru letu, spolu s vyznačením vhodné přistávací trajektorie (viz červené linky) a maximálního a minimálního doletu (viz modré linky), je zobrazena na obr. 2-10a. Obr. 2-10b zobrazuje situaci po průletu hornatou oblastí, kde je vidět místo detekce poruchy, doporučená trasa letu, skutečná trasa letu, místo přistání a ohodnocený terén. Délka letu závisí na aktuální výškové záloze v okamžiku poruchy.



a) b)

Obr. 2-11: Profil trajektorie letu a ilustrace ohodnocení terénu ve směru letu letadla a výsledná trajektorie po simulaci poruchy

3 Závěr

V tomto článku byl představený koncept integrované modulární avioniky spolu s fungujícím vývojovým systémem, který umožňuje rychlé testování integrovaných modulárních funkcí. Tento vývojový systém je složený z několika vzájemně komunikujících SW programů. V rámci systému jsou používané standardizované výpočetní balíky typu Mathworks Matlab, FlightGear, nebo SW prostředky umožňující jejich vzájemnou spolupráci, případně vizualizaci dat. Součástí je i simulátor vestavného systému s LCD panelem, který umožňuje rychlý vývoj grafických přístrojových panelů pro letectví případně pro automobilový průmysl nebo jiné průmyslové odvětví. Celý systém byl použitý pro otestování a realizaci funkce automatického vyhledávání vhodné plochy pro přistání v případě výskytu mimořádných

situací, která byla navržena autorem článku a dále rozvinuta v práci [15]. Celá implementace je realizována jako IMA funkce využívající systém datového rozhraní k simulátoru FlightGear, univerzálního vývojového systému grafického zobrazovače a prostředí Matlab. Při realizaci byla ověřena funkčnost algoritmu spouštěného na počítači typu PC, a přestože se jedná o základní ověření, tak algoritmus pracuje podle očekávání. Implementace algoritmu jako IMA funkce zjednodušuje její testování a následnou integraci algoritmu do cílových produktů. O koncept funkce tak jak je zde popsána projevil zájem průmyslový partner, přičemž její integraci by bylo možné řešit v rámci podaného projektu TAČR od roku 2011.

Poděkování

Tento článek byl podporován výzkumným programem č. MSM6840770015 "Výzkum metod a systémů pro měření fyzikálních veličin a zpracování naměřených dat" ČVUT v Praze poskytnutý Ministerstvem školství, mládeže a tělovýchovy. Dále byly výsledky projektu částečně podpořeny projektem č. SGS10/288/OHK3/3T/13 Studentské grantové soutěže.

Literatura

[1] PAŘÍZEK, J., “Overview of JAS-39C GRIPEN Avionics Systems,” Proceedings of the International Conference on Measuremnt, Diagnostics, Reliability of Avionics Systems 2008. Brno: UNOB, Faculty of Military Technologies, 2008. ISBN 978-80-7231-555-0.

[2] PAČES, P., JELÍNEK, L., JAROŠ, R., “LUN 1794 Converter - Special Functions,” Brno: University of Defense, Faculty of Military Technologies, 2008. pp. 55-66. ISBN 978-80-7231-555-0.

[3] NOTICE OF PROPOSED AMENDMENT (NPA) No 07/2007 for a Commission Regulation amending Commission Regulation (EC) No 2042/2003 of 20 November 2003 on the continuing airworthiness of aircraft and aeronautical products, parts and appliances, and on the approval of organisations and personnel involved in these tasks.

[4] RIERSON, L., K.: Best Practices for Certifying IMA Systems in Civil Aircraft. IEEE A&E Systems Magazine. Aerospace and Electronics, 2010, Sv. 25, 1.

[5] RTCA/DO-297, Integrated Modular Avionics (IMA) Development Guidance and Certification Consideration, November 2005.

[6] RTCA/DO-255 „Requirements Specification for Avionics Computer Resource (ACR)“, June 2000.

[7] TSO-C153 „Integrated Modular Avionics Hardware elements“, May 2002.

[8] AC 20-145 „Guidance for Integrated Modular avionics (IMA) that Implement TSO-C153 Authorized Hardware Elements“, Feb 2003.

[9] ALENA, R., L., a další: Communications for Integrated Modular Avionics. Moffett Field : NASA Ames Research Center, 200

[10] LAA ČR. UL2 - 1. část - Požadavky letové způsobilosti SLZ: Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Praha : LAA ČR, 2007.

[11] PAČES, P. Zvýšení bezpečnosti letu letadel kategorie UL podporou avionického systému. Praha : ČVUT FEL, ČR, 2010.

[12] AOPA. Joseph T. Nall Report. AOPA Air Safety Foundation home page. [Online] Aircraft Owners and Pilots Association (AOPA), 11. January 2008. http://www.aopa.org/asf/publications/nall.html

[13] KENNY, David Jack. Nall Report -2009 Accident Trends and Factors for 2008. Frederick, Maryland, Uniíted States : AOPA Air Safety Foundation, 2010

[14] MLEJNEK, J. Realizace online systému sledování letadel v průběhu plachtařských závodů. Diplomová práce, Vedoucí práce: Ing. Pavel Pačes. Praha : ČVUT v Praze, 2009. Sv. 1, 1.

[15] NEKVASIL, V.: Algoritmus navedení letounu na bezpečné přiblížení k zemi při mimořádných událostech. Diplomová práce, vedoucí práce Ing. Pavel Pačes. Praha : České vysoké učení technické v Praze, 2010. Sv. 1, 1.

[16] West, Jeff Van. Cirrus Adds Hypoxia Recognition. AVweb. [Online] Aviation Publishing Group, 25. July 2010. [Citace: 10. August 2010.] http://www.avweb.com/news/airventure/EAAAirVenture2010_Cirrus_HypoxiaRecognition_202933-1.html?CMP=OTC-RSS.

[17] The FlightGear flight simulator project. [Online] http://www.flightgear.org/.

[18] PAČES, P.: Matlab2CAN toolbox. [Autorizovaný software]. Vlastník: ČVUT FEL, K13138, 2010.

[19] PAČES, P.; DRAXLER, K.: Softwarový simulátor pro vývoj grafických aplikací. [Autorizovaný software]. Vlastník: ČVUT FEL, K13138, 2008.

[20] LEVORA, T., GAZDÍK, P.: Ground Proximity Warning Systém, Palubní přístrojové a informační systémy, semestrální práce, ČVUT FEL, 2010.

[21] PAČES, P., ŠIPOŠ, M.: Introducing Students to Aerospace Board Information Systems Using an Embedded Graphics System Simulator. In Bob Werner (ed.) Proceedings of 10th IEEE International Conference on Advanced Learning Technologies ICALT 2010. Tunisia, IEEE, Piscataway, NJ, 2010, p. 397-399. ISBN 978-0-7695-4055-9.

[22] NASA. Shuttle Radar Topography Mission. Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology. [Online] Jet Propulsion Laboratory, 17. 6 2009. [Citace: 3. 3 2010.] http://www2.jpl.nasa.gov/srtm/.

[23] OpenStreetMap contributors. Open Street Maps Guide Post. Map data © OpenStreetMap contributors, CC-BY-SA. [Online] Open Maps , 2010. [Citace: 3. 8 2010.] www.openstreetmap.org.

[24] Patrik Sainer. Databáze letišť v ČR. Aerobáze - adresář českého letctví. [Online] Avion, 2010. [Citace: 3. 8 2010.] http://www.aerobaze.cz/gps/.

[25] Beringer, Dennis B., Ball, Jerry D. a Brenn, Kelly. Comparison of a Typical Electronic Attitude-Direction Indicator with Terrain-Depicting Primary Flight Displays, for Performing Recoveries from Unknown Attitudes: Using Difference and Equivalence Tests. Oklahoma City : FAA Civil Aerospace Medical Institute, 2005.

Příspěvky konference

Súčasný stav v oblasti vzdelávania leteckých odborníkov v študijnom odbore elektronika na Leteckej fakulte TUKE

doc. Ing. František Adamčík, CSc.
Katedra avioniky
Letecká fakulta
Technickej univerzity v Košiciach,
email: frantisek.adamcik@tuke.sk, tel: +421-915-768-364

Resumé:

Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach zabezpečuje vysokoškolskú prípravu študentov aj v študijnom odbore Elektronika vo všetkých troch stupňoch. V príspevku je prezentovaný súčasný stav v oblasti akreditácie a obsahovej stránky zodpovedajúcich študijných programov, po piatich rokoch existencie fakulty.

1 Úvod

Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach poskytuje vysokoškolské vzdelávanie so zameraním na leteckú elektroniku v rámci akreditovaných študijných programov s rešpektovaním požiadaviek Ministerstva školstva SR [1] a Akreditačnej komisie od roku 2005, od jej vzniku. Tvorba a akreditácia študijných programov prebiehala najprv v období transformácie predchodkyne Leteckej fakulty - Vojenskej leteckej akadémie GMRŠ v Košiciach na civilnú leteckú vzdelávaciu inštitúciu. V nasledujúcom období, v rámci komplexnej akreditácie univerzity v roku 2009, Letecká fakulta získala v zmysle § 82 a 83 zákona č. 131/2002 Z. z. o vysokých školách akreditáciu pre prípravu študentov v študijnom odbore Elektronika vo všetkých troch stupňoch a právo udeľovať absolventom zodpovedajúci akademický titul, ako aj právo vykonávať habilitačné konania a konania na vymenúvanie profesorov.

2 Akreditácia študijných programov

Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach získala v období svojho vzniku právo poskytovať trojstupňové vysokoškolské vzdelávanie oblasti leteckej elektroniky a udeľovať jeho absolventom zodpovedajúci akademický titul v nasledujúcich študijných programoch (tab. 2-1):

Názov študijného programu	Študijný odbor		Stupeň vš štúdia	Získaný akademický titul
Avionické systémy	5.2.13	Elektronika	1.	Bc.
Letecká a priemyselná magnetometria a senzorika				
Elektronické komunikácie v letectve				
Avionické systémy			2.	Ing.
Letecká, bezpečnostná a priemyselná senzorika				
Elektronické komunikácie v letectve				
Letecké a priemyselné elektronické systémy			3.	PhD.

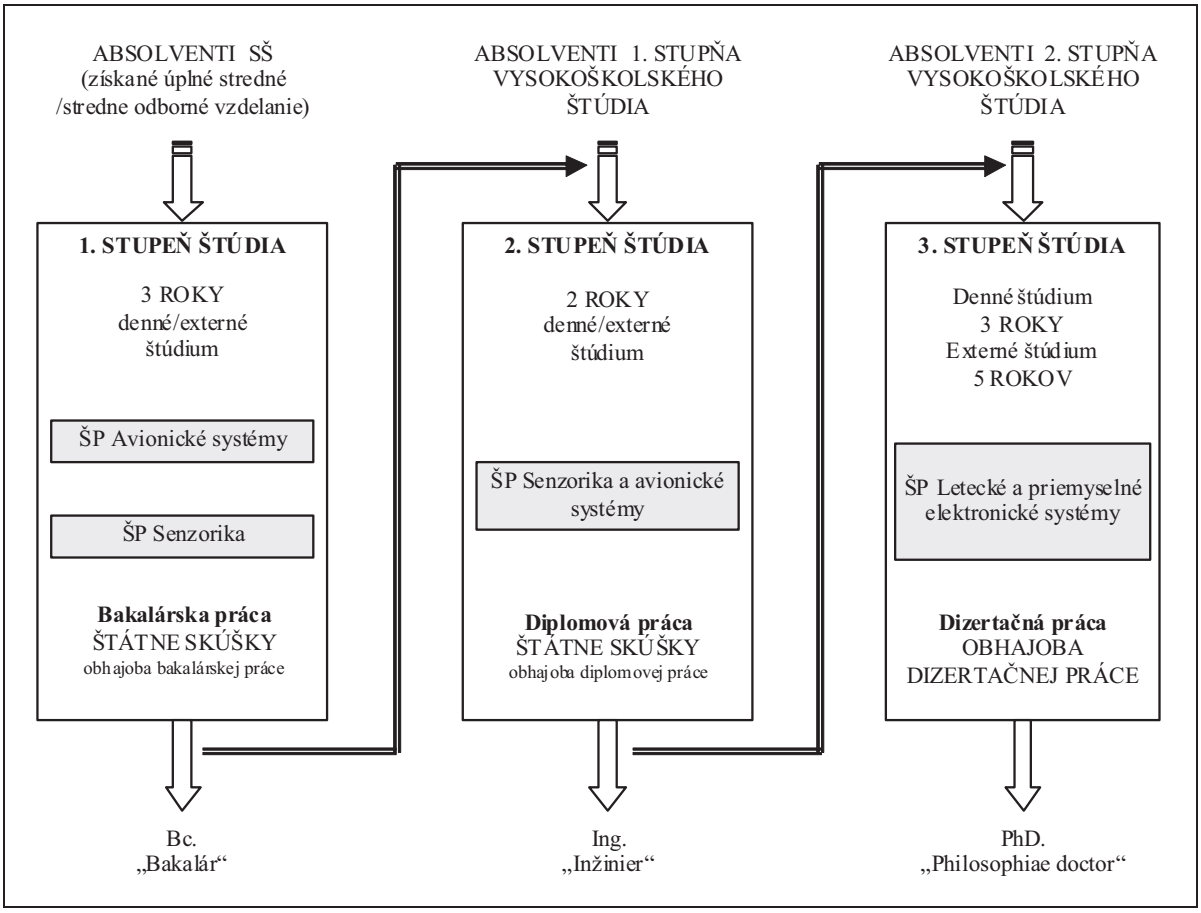
Tab. 2-1: Akreditované študijné programy – pri vzniku LF

V rámci komplexnej akreditácie Technickej univerzity v roku 2009 sa po zapracovaní skúseností z uplynulého obdobia model vzdelávania študentov v odbore elektronika zmenil na aktuálny stav (tab. 2-2):

Názov študijného programu	Študijný odbor		Stupeň vš štúdia	Získaný akademický titul
Avionické systémy	5.2.13	Elektronika	1.	Bc.
Senzorika				
Senzorika a avionické systémy			2.	Ing.
Letecké a priemyselné elektronické systémy			3.	PhD.

Tab. 2-2: Akreditované študijné programy – aktuálny stav

Nadväznosť jednotlivých stupňov štúdia, akreditované študijné programy, ich požadovaná dĺžka a podmienky ukončenia sú uvedené na obr. 2-1.



Obr. 2-1: Súčasný model trojstupňového vzdelávania v odbore elektronika

Študijný program Avionické systémy spĺňa aj podmienky národnej a európskej leteckej legislatívy [2], keďže dňa 1. 5. 2006 bola Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach schválená Leteckým úradom SR ako organizácia oprávnená školiť letecký personál podľa požiadaviek leteckej legislatívy EÚ „Organizácia pre výcvik údržby podľa PART 147 – teoretická príprava“ (osvedčenie - referenčné číslo CAA SK.147.002), pre kategórie: A – mechanika, B1 – technik–mechanika, B2 – technik–avionika.

3 Obsahová stránka študijných programov

Po obsahovej stránke študijné programy pokrývajú základné oblasti využitia elektronických systémov na palubách lietadiel, v leteckých pozemných elektronických komunikačných a zabezpečovacích systémoch a v priemysle [3,4,5].

Bakalársky študijný program *Avionické systémy* je zameraný na získanie vedomostí zo všeobecnej a leteckej elektrotechniky, elektroniky a kybernetiky, vedomostí a zručností z elektrického, prístrojového, rádiového, rádiotechnického vybavenia a prevádzkového zabezpečenia lietadiel, z diagnostikovania palubných systémov a zisťovania porúch, z obsluhy kontrolno-meracích a diagnostických zariadení, z údržby a opráv palubných systémov, na získanie informácií a primeraných praktických skúseností definovaných európskou leteckou legislatívou. Absolventi štúdia dokážu spolupracovať s manažérmi a špecialistami leteckých spoločností alebo opravárenských a konštrukčných podnikov. Absolventi štúdia môžu získať medzinárodné osvedčenie v súlade s európskymi leteckými predpismi, alebo pokračovať v nadväzujúcom inžinierskom štúdiu.

Bakalársky študijný program *Senzorika* je zamerané do oblasti analýzy, návrhu, výberu, realizácie, prevádzkovania, diagnostikovania a využitia senzorických systémov. Absolventi získajú základné teoretické vedomosti zo senzoriky, elektroniky, spracovania a vizualizácie signálov. Získané znalosti a nadobudnuté praktické skúsenosti s najmodernejšími snímačmi a elektronickými systémami spracovania signálov, zaručia absolventom široké profesné uplatnenie v prevádzke, výrobe alebo vývoji na pracoviskách s aplikovanými senzorickými systémami a elektronikou. Je to aktuálne napríklad v letectve, doprave, vojenstve, polícii, bezpečnostných službách, ale aj priemysle, oddeleniach a firmách zaoberajúcich sa ekológiou, geofyzikou, defektoskopiou, kvalitou materiálov a podobne. Uplatniť sa môžu aj ako operátori či pracovníci technickej obsluhy bezpilotných systémov, leteckých, vojenských a technologických trenažérov všetkých kategórií, velínov či robotizovaných pracovísk.

Inžiniersky študijný program *Senzorika a avionické systémy* je zameraný na získanie teoretických vedomostí a praktických skúseností v študijnom odbore elektronika, s možnosťou výberu cieľovej orientácie do oblasti analýzy, návrhu, výberu, realizácie, prevádzkovania, diagnostikovania a využitia senzorických alebo avionických systémov. Absolventi, v nadväznosti na oblasť senzoriky a avioniky, získajú vedomosti zo všeobecnej a leteckej elektrotechniky, elektroniky, kybernetiky a spracovania signálov, základné vedomosti z elektrického, špeciálneho, rádiového, rádiotechnického vybavenia a prevádzkového zabezpečenia lietadiel. Nadobudnú zručnosti z diagnostikovania leteckej techniky a zisťovania porúch, z obsluhy kontrolno-meracích a diagnostických zariadení a z oblasti pozemných navigačných, prieskumných, výstražných a zabezpečujúcich systémov, riadiacich a informačných systémov, z defektoskopie ako aj z problematiky analýzy kvality materiálov, priemyselnej a dopravnej senzoriky a senzoriky inteligentných budov a objektov. Úspešné ukončenie programu, najmä získané znalosti a praktické skúsenosti s najmodernejšími snímačmi a elektronickými systémami lietadiel, zaručí jeho absolventom široké profesné uplatnenie v leteckom priemysle, ako aj v prevádzke, výrobe, výskume a vývoji.

Doktorandský študijný program *Letecké a priemyselné elektronické systémy* je zameraný na získanie teoretických vedomostí a praktických skúseností z kľúčových oblastí elektroniky na úrovni súčasného stavu výskumu vo svete v súlade so zameraním dizertačnej práce. Absolvent štúdia si osvojí zásady samostatnej aj tímovej vedeckej práce, vedeckého bádania, vedeckého formulovania problémov, prezentácie vedeckých výsledkov a dokáže analyzovať a

riešiť zložité a neštandardné úlohy v odbore Elektronika. Je schopný prinášať nové riešenia, sledovať najnovšie vedecké a výskumné trendy v elektronike a doplňať i aktualizovať svoje vedomosti formou celoživotného vzdelávania, dokáže komunikovať a spolupracovať s manažérmi vedeckých projektov a špecialistami z iných profesií. Uplatnenie nájde vo vedecko-výskumných, vývojových a projekčných organizáciách pri riešení zložitých problémov, návrhov a analýz, pri aplikáciách špičkových technológií, prípadne ako vedecko-pedagogický pracovník vysokej školy. Profesionálne uplatnenie nájde v letectve, priemysle a službách vo verejnom aj súkromnom sektore.

4 Záver

Letecká fakulta sa za uplynulých päť rokov od transformácie z vojenskej vzdelávacej inštitúcie etablovala v oblasti civilného letectva ako inštitúcia s komplexnou ponukou študijných programov, pokrývajúcou celé spektrum leteckej problematiky, s kvalitným vedecko-pedagogickým personálom, dlhodobými skúsenosťami a tradíciami v oblasti vysokoškolskej prípravy leteckých odborníkov, čo dokazuje aj trvalý záujem uchádzačov o štúdium v ponúkaných studijných programoch.
Katedry profilujúce štúdium v študijnom odbore elektronika (Katedra avioniky, Katedra leteckej technickej prípravy) sa v súčasnosti v študijnej a pedagogickej oblasti zameriavajú najmä na širšie rozpracovanie aplikácií nových vzdelávacích technológií s využitím elektronických médií (e-vzdelávanie) a na rozširovanie možností zvýšenia počtu zahraničných študentov.

Literatúra

[1] Sústava študijných odborov vysokoškolského štúdia SR, Študijný odbor 5.2.13 Elektronika, Rozhodnutie MŠSR č.2090/2002.
[2] Nariadenie Komisie ES 2042/2003 o zachovaní letovej spôsobilosti lietadiel a leteckých výrobkov, častí a zariadení a o schvaľovaní organizácií a personálu zapojených do týchto činností – Príloha III Časť-66, 2003.
[3] ADAMČÍK, F. – OLEJNÍK, F. – ČEKANOVÁ, A.: The present state of bachelor and engineer academic education on Faculty of Aeronautics jobs.. Košice, Acta Avionica, LF TUKE, ISSN 1335-9479, Roč. 10, č. 15, 2008, p. 106-110.
[4] KELEMEN, M. – GRZEGORZEWSKI, M. – OLEJNÍK, F.: Aviation education and training open to modern challenges. Košice, Acta Avionica, LF TUKE 11/2005, ISSN 1335-9479, s. 97-100.
[5] ADAMČÍK, F. – NEČAS, P.: Quality based aviation education focused on security factors versus capacity of the study programmers. AFASES – 2010, the 12th international conference of scientific papers, Brasov, Romania, 2010, ISBN 978-973-8415-76-8, p. 986-991.

Systém dynamického řízení komunikace po CAN s protokolem CANaerospace

Ing. Josef BAJER, Ing. Přemysl JANŮ
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: josef.bajer/premysl.janu@unob.cz, tel.: +420-973-445-234

Resumé:

Tématem článku je použití sběrnice CAN (Controller Area Network) v systému sběru dat a jeho optimalizace pro užití na vojenském letadle. Pro komunikaci je využit protokol CANaerospace rozšířený o možnost dynamického nastavení časového rozvrhu vysílaných zpráv během letu. Navržená metoda byla experimentálně ověřena a výsledky jsou uvedeny v článku.

1 Úvod

Datová sběrnice popisovaná v tomto článku byla navržena pro použití na vojenském letadle s předpokladem její aplikace na UAS (Unmanned Aerial System) popřípadě AUAS (Autonomous UAS). Celý systém propojený touto sběrnicí má pak sloužit pro sběr a přenos informací mezi jednotlivými podsystémy a jejich poskytování do integrovaného prostředí NEC (Network Enabled Capability). Záměrem tedy není pilotování letadla ani řízení jeho kormidel. Použita byla původně automobilová/průmyslová sběrnice CAN s nadstavbou v podobě aplikačního protokolu CANaerospace. Použití tradiční komunikační sběrnice na vojenském letounu vyžaduje v několika ohledech odlišné řešení. Článek poukazuje na některá omezení a popisuje způsob řízení komunikace, který plně vyhovuje všem požadavkům.

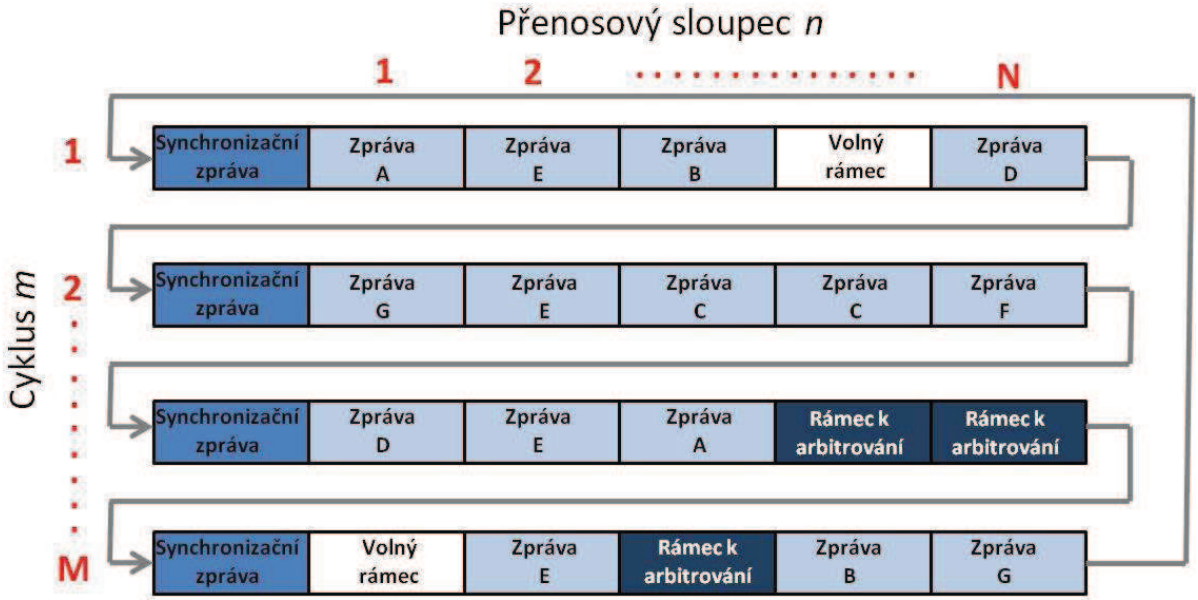
1.1 Specifika použití CAN na vojenském letadle

Základní odlišnost použití CAN v automobilu a v letadle spočívá v tom, že v případě letadla je podstatně vyšší požadavek na množství přenášených dat a že jejich důležitost se v průběhu letu výrazně mění. Zatímco u automobilu je od nastartování motoru až do jeho vypnutí požadavek na skladbu přenášených dat neměnný, u letadla nás během každé fáze letu (start, stoupání na letovou hladinu, let po trati, plnění bojového úkolu v případě vojenského letadla, přiblížení na přistání, přistání, pohyb po pojížděcí dráze) zajímají zcela rozdílné informace ať už o stavu letadla, letových parametrech a navigačních datech, výzbroji, kondici pilota apod. Z tohoto důvodu je nutné zajistit, aby data přenášená po sběrnici byla právě ta data, která jsou v aktuálním okamžiku potřebná pro vlastní let, nebo pro prostředí NEC.
Z tohoto pohledu je možné zvolit dvě zcela odlišné metody řízení komunikace po sběrnici CAN. Přístup ke sběrnici je možné řídit buď klasickým způsobem na základě priority jednotlivých zpráv CSMA/CA (Carrier Sense Multiple Access with Collission Avoidance) [3] (tento způsob arbitrování je též nazývaný event-triggered), nebo na základě časového multiplexu (time-triggered). Každý ze způsobů má své přednosti i zápory. Zásadní nevýhodou prvního způsobu je fakt, že není možné žádným způsobem zaručit, že zpráva s velmi nízkou prioritou bude v požadovaném čase přenesena [2]. Výhodou zůstává ovšem flexibilita této metody, která umožňuje pružné využití sběrnice pro data, která jsou v danou chvíli

k dispozici. Tato vlastnost je zároveň klíčovým nedostatkem časově řízeného přístupu, kdy celá komunikace je založena na časovém rozvrhu, který je zpravidla pevně předdefinován [4]. Významnou předností je ovšem deterministický charakter této metody řízení.
Z výše uvedeného vyplývá výhodnost časového řízení přístupu ke sběrnici, ale zároveň i nutnost implementace způsobu adaptování časového rozvrhu komunikace podle aktuálních požadavků systému nebo NEC.

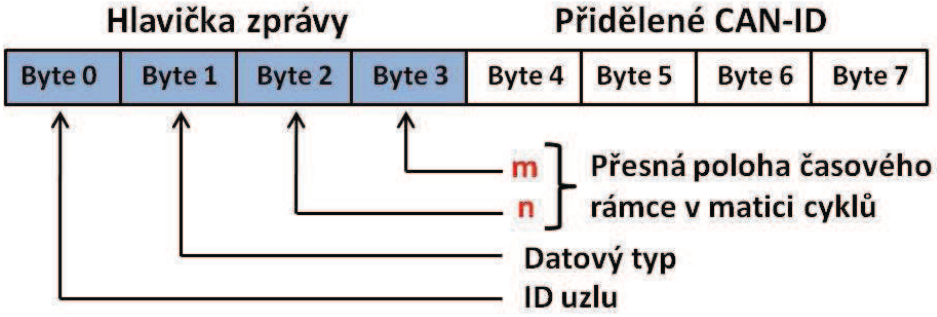
2 Systém dynamického řízení komunikace

Aby bylo možné plynule měnit časový rozvrh vysílaných zpráv v závislosti na aktuálních požadavcích, vznikla metoda tzv. dynamického přidělování time-slotů. Pod pojmem time-slot je míněn časový interval vyhrazený pro přenos jediné zprávy. Zmíněné time-sloty jsou pak seřazeny do tzv. matice cyklů, viz obr. 2-1.



Obr. 2-1: Matice cyklů [2]

Každý řádek matice cyklů je tvořen řadou time-slotů, kterým předchází synchronizační zpráva vyslaná řídicím uzlem. Synchronizační zprávy tvoří nulový sloupec matice cyklů. Každý time-slot má poté unikátní pozici v matici, kde *m* označuje řádek matice a *n* označuje sloupec matice. Metoda dynamického přidělování time-slotu spočívá v tom, že ke každému time-slotu je přiřazován identifikátor CAN zprávy, která má být v daném časovém prostoru přenesena. K tomuto přidělení time-slotu dochází plynule během funkce systému v závislosti na aktuálních potřebách a lze tak adaptovat časový rozvrh vysílání pro konkrétní fázi letu, úkol, či jiné požadavky.
Daný time-slot je pak přidělován konkrétnímu CAN ID zprávy pomocí za tímto účelem nově vytvořené zprávy. Priorita této zprávy daná identifikátorem musí být vyšší než priorita běžných operačních dat, ale zároveň nižší než priorita zpráv ohlašující kritické situace a závady letadla. CAN identifikátor je proto vhodné umístit do rozsahu uživatelsky definovaných dat s vysokou prioritou CAN ID 200-299 podle CANaerospace [1]. Formát zprávy ve všech ohledech respektuje konvence zavedené specifikací protokolu CANaerospace.



Obr. 2-2: Formát zprávy pro přidělení time-slotu [2]

Byte 0 udává adresáta zprávy. Tím, že vždy nese hodnotu 0, označuje, že zpráva je určena všem účastníkům na sběrnici. Byte 1 značí datový typ hodnoty, která je zprávou nesena. V našem případě může tento byte nabývat dvou hodnot podle [1]. Hodnota 7 indikuje celé číslo v rozsahu 0 až $2^{16}-1$. Tímto způsobem je zároveň určeno, že půjde o 11-ti bitový identifikátor. Hodnota 4 naopak avizuje celé číslo v rozsahu 0 až $2^{32}-1$ a ukazuje, že půjde o 29-ti bitový identifikátor. Byte 2 a 3 ukazují na pozici time-slotu v matici cyklů. Byte 2 označuje sloupec matice *n*, zatímco byte 3 značí řádek matice *m*. Zbylé čtyři byty zprávy, tedy byty 4 až 7, nesou CAN ID zprávy, které je time-slot přidělen. Zpráva s identifikátorem této hodnoty je pak periodicky přenášena vždy v přiděleném time-slotu.
V případě, kdy má být přenášena velmi důležitá zpráva, kterou je vhodné přenášet například vždy na začátku každého řádku matice cyklů, je možné přidělit celý sloupec time-slotů jedinou zprávou tak, že se nastaví např. n=1 a m=0. Takovým způsobem dojde k přidělení celého sloupce matice a není tak zapotřebí přidělovat určené time-sloty jednotlivě.
Výhodou tohoto mechanismu je zároveň to, že tuto zprávu přijímají oba uzly – ten, který má zprávu vysílat i ten, který bude zprávu přijímat. Díky tomu je přijímající uzel připraven vhodně reagovat v případě, že očekávaná zpráva nepřijde.
V případě výpadku řídicího uzlu, který přiděluje time-sloty, nedojde k narušení funkce systému. Nezbytným krokem je pouze to, že libovolný uzel musí převzít funkci vysílání synchronizačních zpráv. Časový harmonogram vysílání pak zůstává zachován podle poslední konfigurace.

3 Experimentální ověření

Pro účely praktického ověření byly navržené principy naprogramovány do několika modulů systému s mikrokontroléry Atmel AT90CAN128. Pro ověření funkčnosti a výhodnosti nového řešení byly následně provedeny testy jak systému nakonfigurovaného v režimu time-triggered s dynamickým přidělováním time-slotů, tak v režimu event-triggered. Všechny experimenty byly prováděny s přenosovou rychlostí 125 kbps.
Systémová matice cyklů byla v průběhu experimentu nastavena tak, že řádek v matici cyklů začínal vždy referenční zprávou, po které následovalo 18 time-slotů pro data. Všech 18 time-slotů mělo pro účely experimentu nastavenu stejnou délku. Nicméně tato délka může být měněna a nemusí být nutně pro každý sloupec matice cyklů shodná. Při testech v režimu časového spouštění byla provedena série pokusů s různou přednastavenou délkou time-slotu počínaje 1,5 ms až do 1,1 ms. Se zkracováním délky time-slotu byla zároveň zkracována perioda vysílání referenční (synchronizační) zprávy. Tímto způsobem se zároveň mění i zatížení sběrnice.

Při rychlosti 125 kbps trvá délka jednoho bitu 8 μs. Při dimenzování délky time-slotu je nutné uvážit maximální délku zprávy 135 bitů (při maximálním počtu stuff bitů) [6].

$$t_{TS\min} = \tau \cdot n_{i\max} \ , \tag{3-1}$$

kde

$t_{TS\min}$ minimální délka time-slotu

τ doba vyslání jednoho bitu zprávy

$n_{i\max}$ maximální počet bitů zprávy

Z toho vyplývá minimální délka time-slotu 1,08 ms. Je ovšem nutné počítat s adekvátní časovou rezervou. Jak již bylo výše zmíněno, testy probíhaly s délkami time-slotů od 1,5 do 1,1 ms.

$$U = \frac{n_{TS} \cdot t_{TS} + t_{SZ}}{T_{SZ}} , \tag{3-2}$$

kde

U využití sběrnice

n_{TS} počet time-slotů

t_{TS} délka time-slotu

t_{SZ} délka time-slotu pro synchronizační zprávu

T_{SZ} perioda vysílání synchronizační zprávy

Délce time-slotu 1,5 ms tak při použití cyklu obsahujícího synchronizační zprávu a 18 time-slotů a periodě synchronizační zprávy 29 ms zatížení sběrnice přibližně 71 %. Při délce time-slotu 1,1 ms a periodě synchronizační zprávy 21 ms dojdeme obdobným způsobem k zatížení sběrnice téměř 98 %, což odpovídá v podstatě stavu plného zatížení sběrnice. Tyto hodnoty jsou samozřejmě platné pouze za předpokladu plného obsazení všech time-slotů. Při dimenzování vytížení sběrnice CANaerospace ovšem nesmí být zapomenuto na zprávy typu Emergency Event Data [1], které mají nejvyšší prioritu a jsou zpravidla vysílány asynchronně. Z tohoto důvodu musí být pro tyto zprávy ponechána dostatečná kapacita sběrnice. Specifikace [1] uvádí, že by z tohoto důvodu nemělo trvalé zatížení sběrnice překročit hodnotu 80 %. Tomu odpovídá při námi prováděném experimentu délka time-slotu přibližně 1,35 ms a perioda opakování synchronizační zprávy 26 ms.

Dalším způsobem jak docílit požadovaného snížení zatížení sběrnice je ponechat některé time-sloty neobsazené.

Identifikátor synchronizační zprávy byl nakonfigurován na hodnotu ID 129 (0x81 hex). Tato hodnota vychází ze specifikace CANaerospace [1], kde je tento identifikátor rezervován pro zprávu synchronizace systému, která je jednou ze servisních zpráv protokolu CANaerospace. Synchronizační zpráva až na jednu výjimku kompletně odpovídá formátu, jak byla definována v [1]. Byte číslo 3, tedy Message Code, byl namísto ve specifikaci používané hodnotě 0, inkrementován tak, aby jeho hodnota odpovídala aktuálnímu řádku matice cyklů. Tím je výrazně zjednodušena orientace jednotlivých uzlů v matici cyklů a je to zároveň opatření vedoucí ke snížení rizika kolize vysílání dvou uzlů zároveň. Řídicí uzel tímto zároveň jednoznačně udává rozměr matice cyklů, respektive jeho počet řádků. Po dosažení

přednastavené hodnoty počtu řádků přetéká Message Code opět do nuly a celá matice se opakuje. V nejjednodušším případě tak nemusí být tento bit inkrementován a sběrnice bude opakovat pouze jeden paket zpráv se stejným přidělením time-slotů dokola.
Při praktickém ověřování navržené metody byly všem zprávám přiděleny konkrétní time-sloty. Následně byla spuštěna synchronizace a všechny uzly začaly vysílat své zprávy podle přednastaveného harmonogramu. Poté jim byly podle požadavků další time-sloty dynamicky přidělovány, anebo ubírány. V průběhu testování byly po sběrnici posílány zprávy jak s vysokou, tak nízkou prioritou. V režimu časového spouštění, kdy má každá zpráva přidělen vlastní prostor, ovšem nehraje velikost CAN ID resp. priorita zprávy žádnou roli.

4 Závěr

V článku byla představena metoda dynamického řízení komunikace po sběrnici CAN s protokolem CANaerospace v systému sběru dat vojenského letadla. Byly zde popsány důvody i důsledky jejího zavedení. Experimenty i jejich výsledky jsou v článku popsány.

Literatura

[1] STOCK, M. *CANaerospace - Interface specification for airborne CAN applications V* 1.7, Germany, 2006, p. 58.
[2] JANŮ, P., BYSTŘICKÝ, R., BAJER, J. *Proposal of a Time-Triggered avionic electrical subsystem using CANaerospace*. In JALOVECKÝ, R. and ŠTEFEK, A. (ed.) Proc. of ICMT2009. Brno: University of Defence, 2009, pp. 387-393.
[3] PARET, D. Multiplexed networks for embedded systems – CAN, LIN, FlexRay, Safe-by-Wire...Wiley, West Sussex: England, 2007. pp. 418.
[4] NAVET, N., SIMONOT-LION, F. *Automotive Embedded Systems Handbook*. 1st ed., 2008, pp. 470.
[5] HARTWICH, F., MÜLLER, B., FÜHRER, T., HUGEL, R. *Timing in the TTCAN Network*, Robert Bosch GmbH, pp. 8.
[6] VOSS, W. *A Comprehesible Guide to Controller Area Network*, 2nd ed., Copperhill Media Corporation, Greenfield: Massachusetts, 2009, pp. 152.

Dedikace

Článek byl vypracován za podpory Ministerstva obrany České Republiky (Projekt č. OVUOFVT200802 obraného výzkumu).

Analýza statického autopilota v podélné rovině

por. Ing. Jan BOŘIL
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: jan.boril@unob.cz, tel.: +420-973-445-258

Resumé:

V práci jsou popsány matematické modely letounu v prostoru pro statický autopilot v analytickém vyjádření i ve stavovém popisu. Vycházelo se z podélného pohybu při aproximaci pomalým pohybem - stabilizací rychlosti pomocí výškového kormidla. Pro dané matematické odvození byly vytvořeny počítačové modely a prováděny variace koeficientů. Výsledkem práce jsou nejlépe nastavené hodnoty koeficientů zpětných vazeb statického autopilota.

1 Odvození matematického modelu statického autopilota v podélné rovině

V této kapitole je uvedeno matematické odvození podélného pohybu při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla, pro statický a astatický autopilot v analytickém vyjádření i ve stavovém popisu.

1.1 Analytický popis statického autopilota při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla

V prvním kroku jsou odvozeny pohybové rovnice pomalého pohybu letounu v podélné rovině. Na pomalý pohyb v podélné rovině má vliv jak výchylka výškového kormidla, tak i tah motoru. Práce je řešena jen pro vliv výchylky výškového kormidla na podélný pohyb letounu. Přijetím určitých zjednodušujících podmínek pro úplnou soustavu diferenciálních rovnic podélného pohybu, získáme výchozí soustavu diferenciálních rovnic pro náš případ ve tvaru:

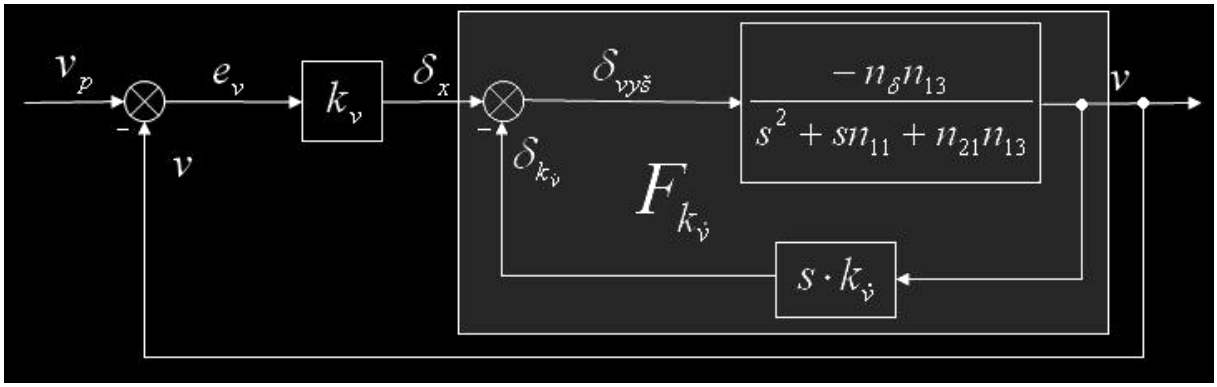
$$\begin{aligned} (s+n_{11})v &+ n_{13}\vartheta = 0 \\ -n_{21}v &+ s\vartheta = n_{\delta}\delta_{v} \end{aligned} \tag{1-1}$$

Pro výpočet přenosové funkce $F_v^{\delta_v} = \dfrac{v}{\delta_v}$ vyjádříme z první rovnice podélný sklon ϑ, dosadíme do druhé rovnice a po drobných úpravách získáme přenosovou funkci:

$$F_v^{\delta_v} = \frac{-n_{\delta}n_{13}}{s^2 + sn_{11} + n_{21}n_{13}} \tag{1-2}$$

Nyní, když jsme si odvodili potřebnou přenosovou funkci podélného pohybu, můžeme přejít k analytickému popisu statického autopilota. Tuto přenosovou funkci začleníme do blokového

schématu a přidáme dvě záporné zpětné vazby. První záporná zpětná vazba odpovídá tlumení pomalých kmitů podélného pohybu, kde je potřeba si uměle vytvořit první derivaci rychlosti a vynásobit ji zesilovacím členem $k_{\dot{v}}$. Druhá zpětná vazba, bere z výstupu aktuální rychlost letu v a porovnává ji s požadovanou rychlostí v_p. Při rozdílných hodnotách rychlostí vzniká regulační odchylka e_v, jež je zesílena v zesilovacím členu. Blokové schéma statického autopilota je na obr. 1-1.



Obr. 1-1: Blokové schéma statického autopilota pro podélný pohyb letounu při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti

Povel pro servomechanismus ovládání výškového kormidla je pak dán vztahem, který nazýváme zákonem řízení (matematický výraz, definující výchylku kormidla na základě všech signálů a zákonitostí, které na kormidla mají působit). Můžeme jej zapsat:

$$\delta_v = k_v \cdot (v_p - v) - s \cdot k_{\dot{v}} \cdot v \tag{1-3}$$

Ze vztahu pro výchylku výškového kormidla je patrné, že autopilot se snaží vychýlit výškové kormidlo tím směrem, aby se celý letoun začal otáčet směrem, kdy regulační odchylka klesá k nule.

Je nutné provést postupné odvození částečných přenosových funkcí, odpovídající přenosům mezi výstupem (rychlostí) a vstupem součtových členů. Jako první bychom odvodili přenosovou funkci se zpětnou vazbou $s \cdot k_{\dot{v}}$, upravili složené zlomky a vhodným zakreslením do nového blokového schématu získali první zjednodušení. Pro nově vzniklé blokové schéma získáme přenosovou funkci úpravou, roznásobením složených zlomků a sloučením koeficientů se stejnou mocninou Laplaceova operátoru výsledný tvar:

$$F_v^{v_p} = -\frac{k_v n_\delta n_{13}}{s^2 + s \cdot (n_{11} - k_v n_\delta n_{13}) + (n_{21} n_{13} - k_v n_\delta n_{13})} \tag{1-4}$$

Model letounu se statickým autopilotem obsahuje, tzv. statickou chybu tzn., že teoreticky nikdy nedojde k tomu, aby měla požadovaná a skutečná rychlost nulovou odchylku. Můžeme říct, že tato chyba bude tím menší, čím větší bude zesilovací člen k_v, ale nesmíme to s hodnotou k_v přehnat, může se stát, že se dynamický systém stane nestabilní a bude vykazovat nežádoucí chování letounu.

1.2 Stavový popis statického autopilota při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla

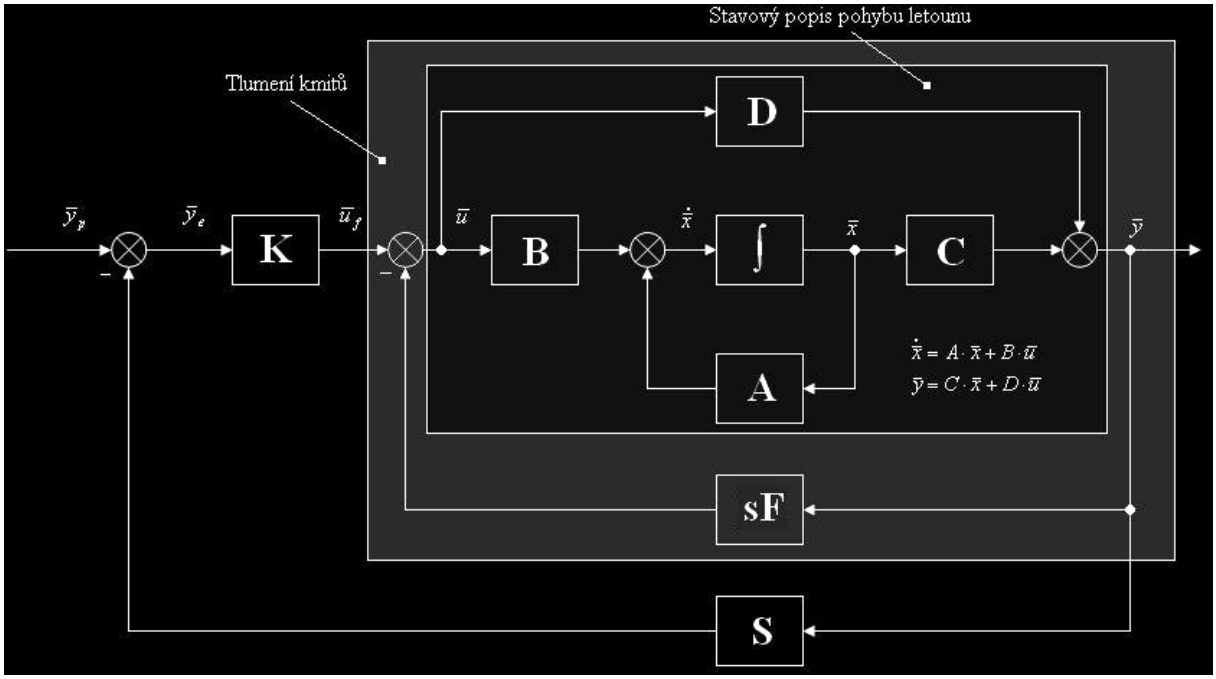
Prvním krokem pro odvození matematického modelu podélného pohybu letounu je převést analytické vyjádření chování letounu do stavového popisu. Soustava diferenciálních rovnic (1-1) obsahuje na levé straně výstupní proměnné a vypočtené koeficienty n_{ij}, a na pravé straně vstupní (řídící) veličiny a vypočtené koeficienty. Tuto soustavu lze přepsat do maticového tvaru:

$$A \cdot \bar{x} = B \cdot \bar{u} \tag{1-5}$$

Dle rovnice (1-5) můžeme tedy rovnice (1-1) zapsat do maticového tvaru:

$$\begin{bmatrix} s+n_{11} & n_{13} \\ -n_{21} & s \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v \\ \vartheta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & n_d \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \delta_v \end{bmatrix} \tag{1-6}$$

Začleněním stavového popisu pohybu letounu v prostoru a přidáním dvou zpětných vazeb s maticemi F, S a matici K v přímém směru, vznikne výsledné blokové schéma.



Obr. 1-2: Blokové schéma stavového popisu statického autopilota pro pomalý podélný pohyb

Matice F je maticí tlumení pomalých kmitů a vyskytuje se v ní na příslušném místě tlumící koeficient $k_{\dot{v}}$ a je násobena Laplaceovým operátorem s, z důvodu potřeby první derivace rychlosti, kterou si tímto způsobem vytvoříme, jelikož ji na výstupu stavového popisu letounu nemáme. Matice S je zpětná vazba statického autopilota a na odpovídajícím místě se nachází číslo 1, proto abychom mohli přenášet skutečnou hodnotu rychlosti z výstupu na vstup prvního sumátoru se zesílením 1, kde vzniká rozdíl požadované a skutečné rychlosti. Matice K obsahuje zesilovací koeficient k_v a slouží k zesílení vektoru odchylky $\bar{y}_e$.

Dosazením všech vektorů a matic získáme konečný tvar statického autopilota pro podélný pohyb při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla ve stavovém popisu:

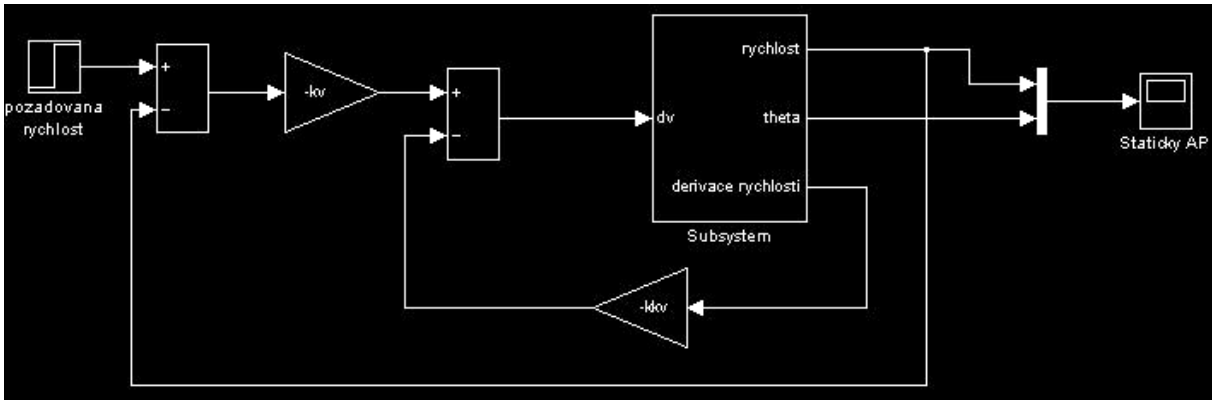
$$\bar{u} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ k_v & 0 \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} v_p \\ \vartheta_p \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ \vartheta \end{bmatrix} \right\} - s \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ k_{\dot{v}} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ \vartheta \end{bmatrix} \tag{1-6}$$

2 Variace koeficientů statického autopilota

V počítačovém programu Matlab - Simulink si ověříme, zda odvozené přenosové funkce pro analytické vyjádření a odvozené matice stavového popisu statického autopilota jsou opravdu správné a jak působí změna koeficientu na let letoun s autopilotem v prostoru. Dochází zde i ke konfrontaci výsledků analytického vyjádření a stavového popisu.

2.1 Variace koeficientů analytického popisu statického autopilota při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla

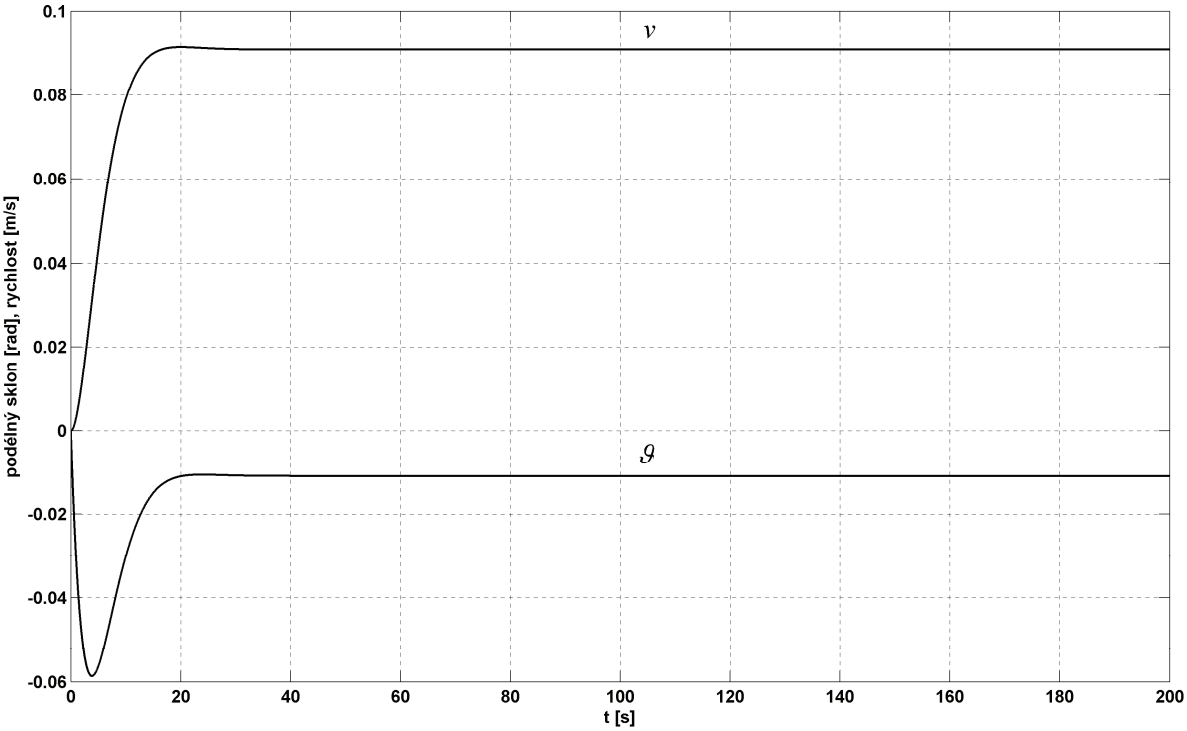
Základním stavebním kamenem statického autopilota je vytvořený subsystém který, odpovídá zjednodušeným rovnicím pro podélný pohyb - aproximace pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla (1-1). Celkové simulační schéma statického autopilota jež bylo použito pro variaci koeficientů tvoří dvě záporné zpětné vazby a je na obr. 2-1.



Obr. 2-1: Blokové schéma stavového popisu statického autopilota pro pomalý podélný pohyb

V další části této kapitoly budou provedeny variace koeficientů zesilovacích členů u zpětných vazeb. Požadovaná hodnota rychlosti nastavená na vstupu je $0{,}1\ m/s$. Pouze změnou výchylky výškového kormidla se bude snažit statický autopilot dosáhnout požadované hodnoty rychlosti. Prvním průběhem, je nejlepší statický autopilot, který se variací koeficientů podařilo nastavit s ohledem na stabilitu a řiditelnost letounu.
Z průběhu obr. 2-2 je patrné, že v prvních 20-ti sekundách rychlost roste k požadované hodnotě, ale bohužel ji nedosáhne, neboť statický autopilot obsahuje statickou chybu. Roste-li rychlost, musí zákonitě klesat podélný sklon, jelikož stabilizujeme rychlost pouze výchylkou výškového kormidla. Patrně letoun v prvních sekundách klesá s větším podélným sklonem a až se rychlost přiblíží k požadované hodnotě, podélný sklon se vrátí blíže k nulovým

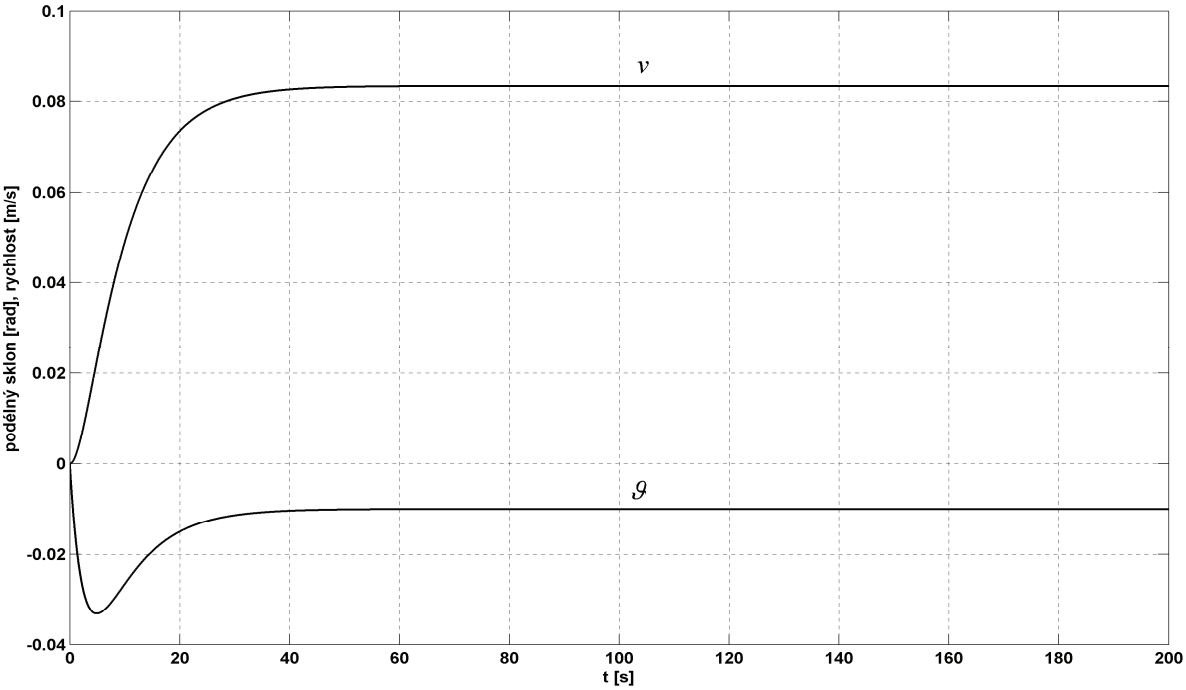
hodnotám a ustálí se na konstantní hodnotě. Letoun klesá s určitým podélným sklonem a tím tak udržuje rychlost blízko požadované hodnoty $0{,}1\ m/s$.



Obr. 2-2: Průběh statického autopilota pro koeficienty $k_v = 2,\ k_{\dot{v}} = 12$

Variace koeficientu k_v**:**

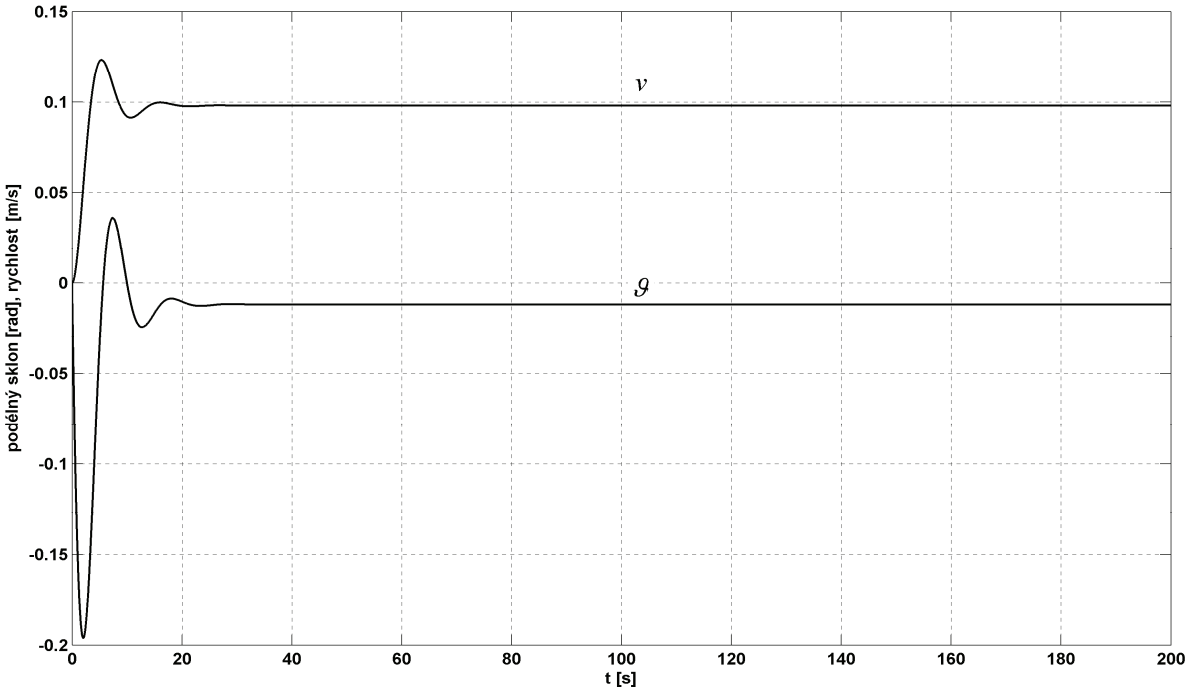
Z obr. 2-3 vidíme že, při snížení zesilovacího koeficientu v přímém směru se hodnota skutečné rychlosti vzdálí od požadované hodnoty na vstupu systému. Čím menší hodnota



Obr. 2-3 : Průběh statického autopilota pro koeficienty $k_v = 1,\ k_{\dot{v}} = 12$

koeficientu tím větší odchylka e_v. Zároveň se také prodlužuje časová konstanta, kdy se průběh ustálí a se snižujícím se koeficientem bude časová konstanta delší. Možnou výhodou použití statického autopilota s nižšími koeficienty v přímém směru, je menší amplituda kmitu podélného sklonu a s tím i souvisící menší hodnota výchylky výškového kormidla tzn. menší zatížení draku letounu.

Naopak při zvyšování koeficientu k_v se hodnota skutečné rychlosti téměř ztotožní s požadovanou hodnotou, což je patrné z obr. 2-4. To je určitě velice výhodné, ale na úkor tohoto úspěchu vidíme, že systém zakmitá a to dokonce dvakrát za 20 sekund, což by drak letounu nemusel vydržet a mohlo by dojít k poškození. Navíc pokud si zobrazíme výchylku výškového kormidla, zjistíme, že vychýlení z maxima do minima proběhlo za 4 sekundy a mělo hodnotu 1,4 rad a to by v praxi bylo velice těžce technicky realizovatelné.

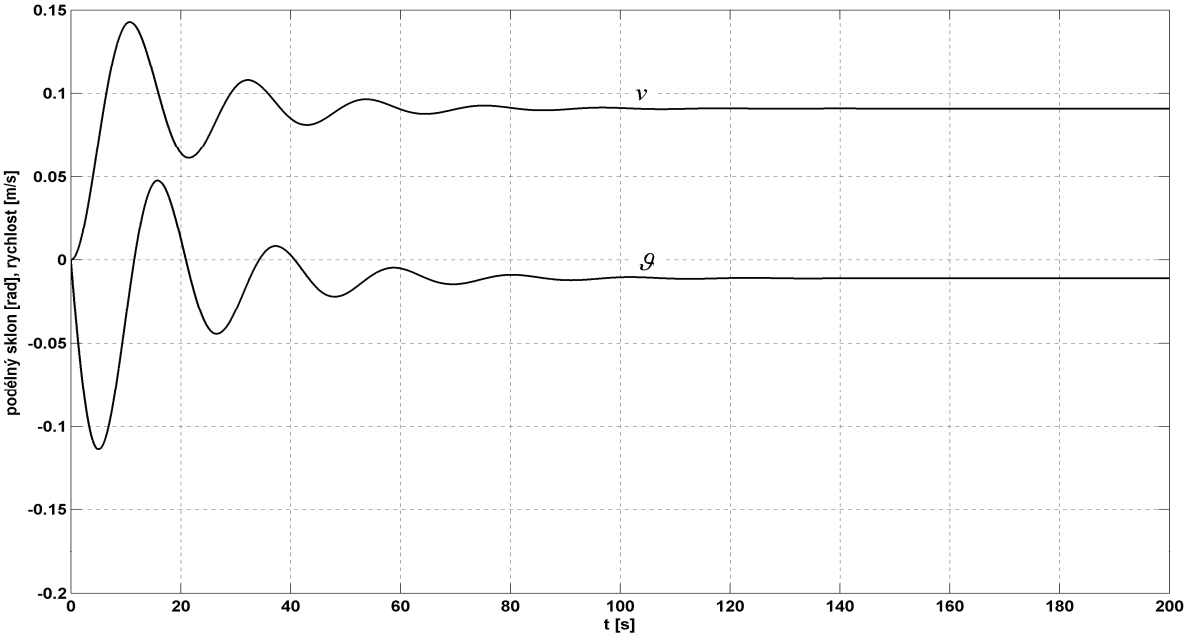


Obr. 2-4 : Průběh statického autopilota pro koeficienty $k_v = 10,\ k_{\dot{v}} = 12$

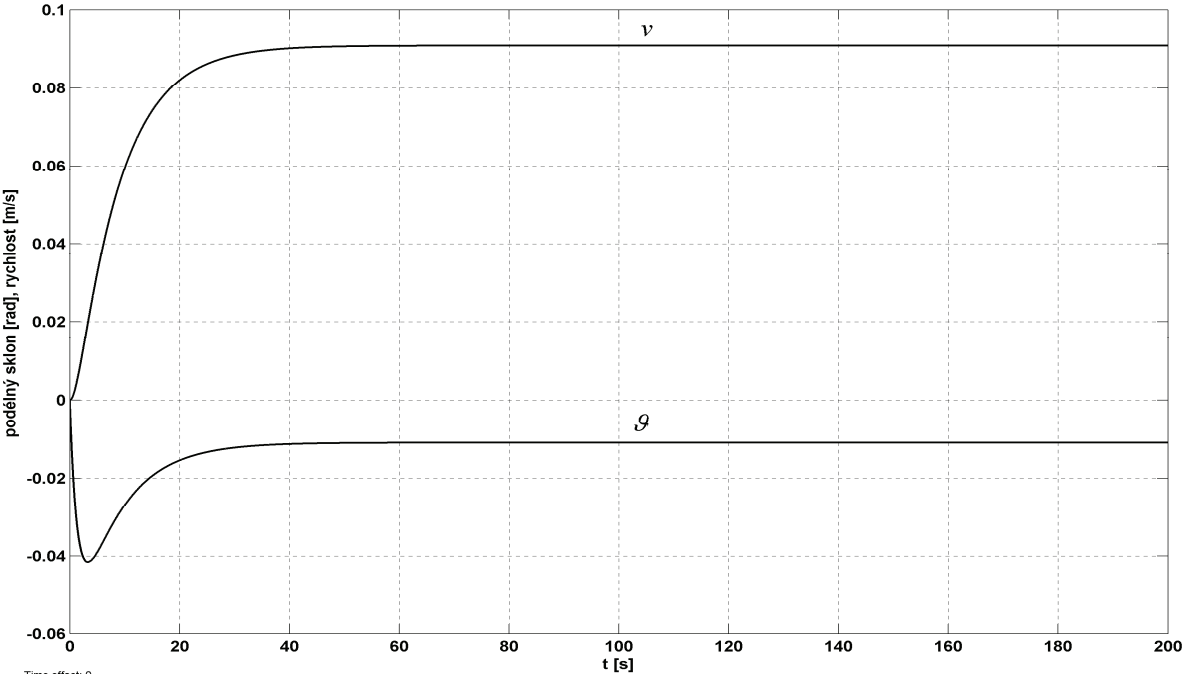
Variace koeficientu $k_{\dot{v}}$ **:**

Na obr. 2-5 je zřetelně poznat, že při snížení zesilovacího koeficientu první derivace systém se statickým autopilotem začne kmitat v podélné rovině. V praxi by se letoun pohyboval v prostoru houpavým pohybem nahoru, dolů. To by bylo jistě nepříjemné pro osádku letounu. Koeficient funguje jako tlumení pomalých kmitů. Položíme-li hodnotu rovnou 0, statický autopilot bude stále funkční, jen bude kmitat s určitou frekvencí okolo požadované hodnoty a to nejméně 400 sekund než se ustálí.

Zvyšováním zesilovacího koeficientu první derivace (obr. 2-6) prodlužujeme čas, za který se skutečná rychlost ustálí na konstantní hodnotě. Systém je zatlumen. V praxi bychom museli zvolit kompromis mezi stabilitou a řiditelností letounu. Bude-li systém přetlumený, pilotův zásah do řízení muže být utlumen automatem a pilot tak nedosáhne požadované změny parametru letu, naopak bude-li systém netlumený bude let v takovém letounu velice nepříjemný díky rychlým změnám výšky a rychlosti.



Obr. 2-5 : Průběh statického autopilota pro koeficienty $k_v = 2,\ k_{\dot{v}} = 2$



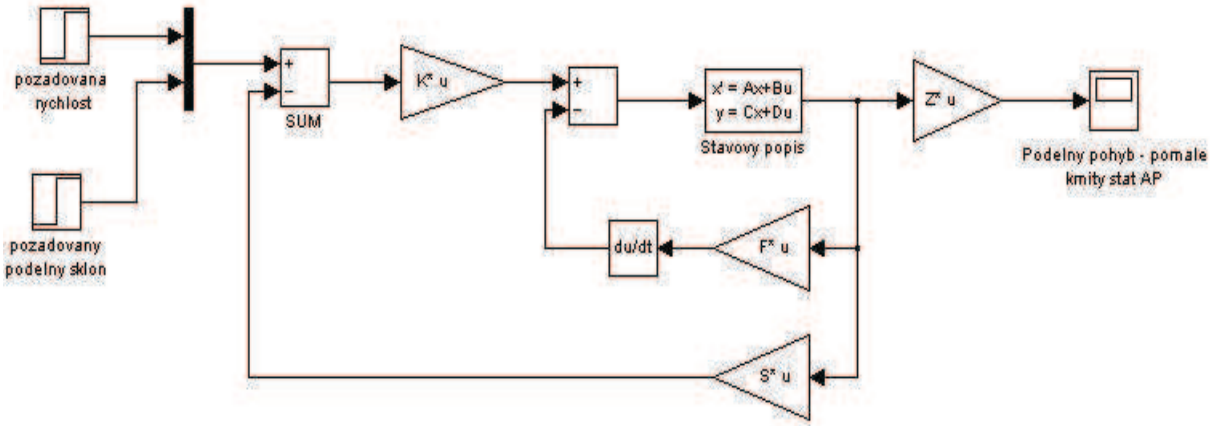
Obr. 2-6 : Průběh statického autopilota pro koeficienty $k_v = 2,\ k_{\dot{v}} = 20$

2.2 Variace koeficientů stavového popisu statického autopilota při aproximaci pomalým pohybem - stabilizace rychlosti pomocí výškového kormidla

K analýze vlastností letounu při podélném pohybu ve stavovém popisu opět využijeme simulační prostředí programu Matlab - Simulink. Ten přímo obsahuje blok charakterizující stavový popis a jeho numerické řešení.

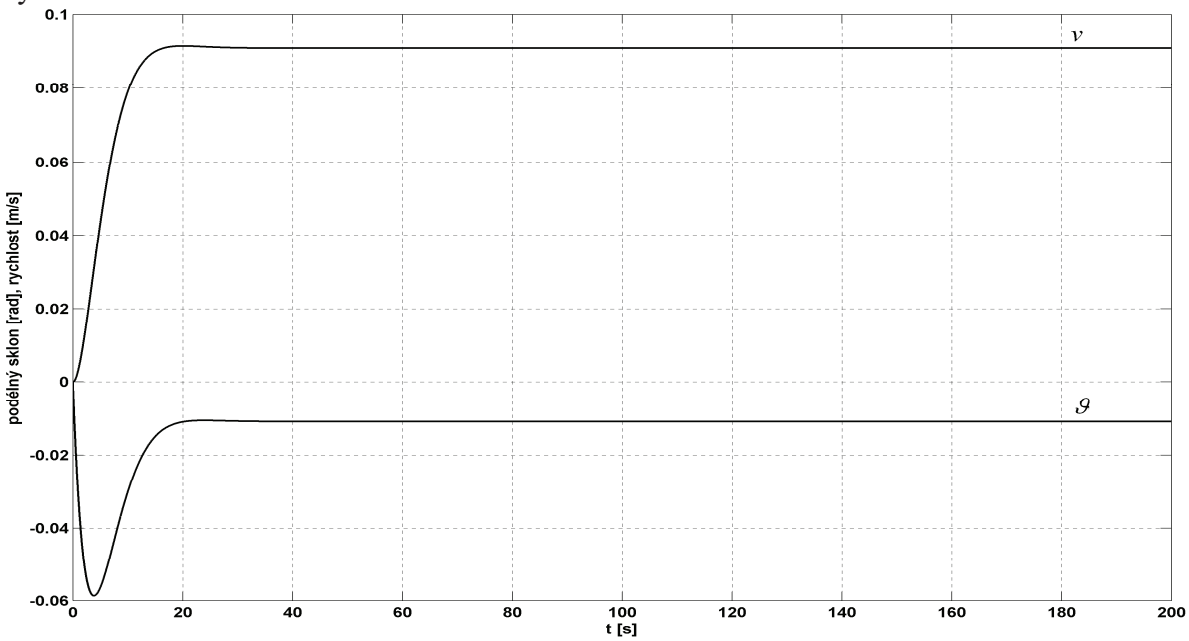
Matici Z použijeme jako prostředek pro určení, které výstupní veličiny chceme pozorovat. Matice K a F mají na daných místech zesilovací koeficienty, jak jsme si určili při

matematickém odvození stavového popisu v podkapitole 1.2. Matice S má na pozici n_{11} jedničku jak je uvedeno ve vztahu (1-6).



Obr. 2-7 : Simulační schéma pro analýzu statického autopilota v podélné rovině - kanál rychlosti ve stavovém popisu

Simulace byli prováděny se stejnými hodnotami zesilovacích koeficientů a za stejných podmínek, jako u analytického vyjádření statického autopilota. Pomocí stavového popisu dosáhneme naprosto stejných výsledků, jako při simulaci pomocí analytického vyjádření a využití základních bloků automatické regulace. Z toho vyplývá, že oba způsoby popisu pohybu letounu v prostoru jsou použitelné a záleží na každém z nás, který způsob si vybereme.



Obr. 2-8: Průběh statického autopilota pro koeficienty $k_v = 2,\ k_{\dot{v}} = 12$

3 Závěr

Předložený článek ukazuje možnost, jak řešit statického autopilota pro jiné kanály (rychlost), než jsou řešeny v uvedené literatuře. V analytickém vyjádření statického autopilota je vždy nutné odvodit a vytvořit přenosové funkce, jejichž správnost si zpětně ověříme zapsáním

přenosových funkcí do programu Matlab - Simulink. U matematického odvození stavového popisu, byli vytvořeny nové matice a na příslušná místa byly umístěny zesilovací koeficienty podle pravidel maticového zápisu. Průběhy jsou vybrány tak, aby bylo zřejmé, co který koeficient způsobuje za změnu parametrů letu. Výsledky simulace pomocí základních bloků automatické regulace a simulace pomocí bloku s přenosovou funkcí byli totožné.

Literatura

[1] JALOVECKÝ, Rudolf. *Palubní systémy řízení letu I*. 1. vyd. Brno: Univerzita obrany, 2008. 82 s. ISBN 978-80-7231-500-0.

[2] JALOVECKÝ, Rudolf. *Palubní systémy řízení letu II*. 1. vyd. Brno: Univerzita obrany, 2008. 93 s. ISBN 978-80-7231-593-2.

[3] LAZAR,T.,ADAMČÍK,F.,LABUN,J. *Modelovanie vlastností a riadenia lietadel* 1.vyd. Košice: Technická Univerzita, 2007. 316 s. ISBN 978-80-8073-839-6

[4] DUŠEK,F.: *MATLAB a SIMULINK - úvod do používání.* [Skriptum], Univerzita Pardubice 2000, 147 s., ISBN 80-7194-273-1

Dedikace

Práce prezentované v tomto dokumentu byly podpořeny Ministerstvem obrany České republiky (Výzkumný záměr č. MO0FVT 0000403) a podpořilo jej i sdružení UDeMAG (Univerzita obrany MATLAB Group).

CANaerospace messenger

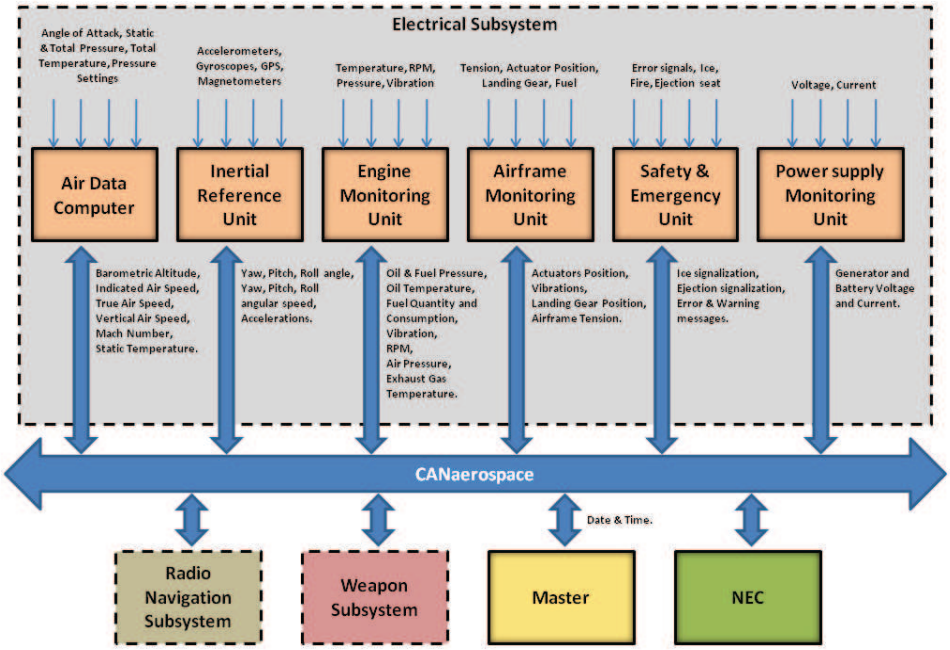
Ing. Radek Bystřický, Ph.D.
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: radek.bystricky@unob.cz, tel.: +420-973-445-234

Resumé:

Příspěvek pojednává o vývoji zařízení sloužícího k validaci dynamicky řízeného přístupu na sběrnici CAN. Celé zařízení je koncipováno jako snímač napětí a je postaveno na rozšířeném mikroprocesoru AVR90CAN128. Zařízení je schopno měřit stejnosměrná napětí v rozsahu 0-5V. Změřené napětí je následně odesíláno do palubní sběrnice CAN využívající protokol CANaerospace se strategií TTCAN s dynamicky přidělovanými sloty.

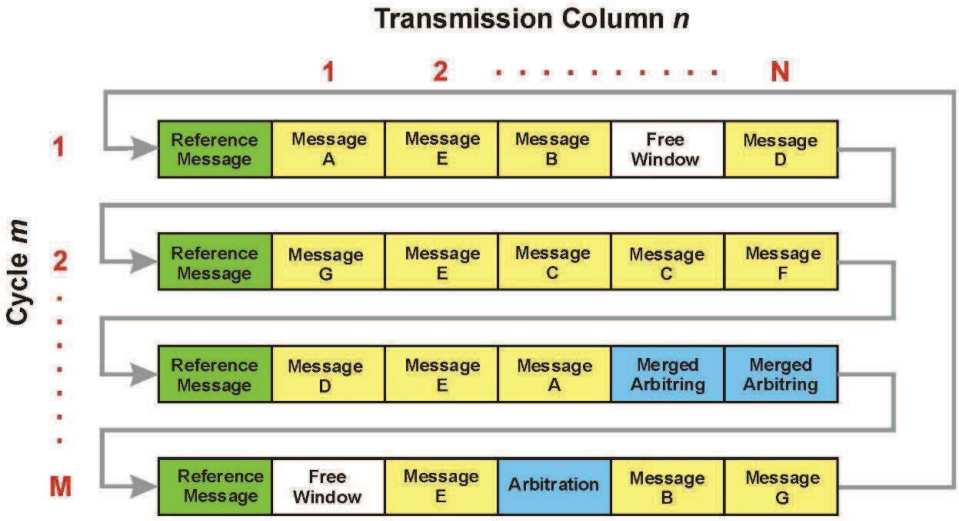
1 Úvod

Moderní avionické systémy se staly neoddělitelnou součástí letecké techniky. Mají na starosti celou řadu procesů, jako jsou například monitorování, diagnostika, konfigurace palubního vybavení, ale i takových procesů, které vyžadují kvalitnější časový přístup, jako je například řízení letu (FBW). Na základě projektu, jímž se zabýváme, vytváříme systém sběru dat, který má na rozdíl od podobných používaných elektronických systémů sloužit pouze jako informační brána pro síťové prostředí NEC, využitelný například v rámci elektronického bojiště. Na obrázku je vidět blokové ideové schéma budovaného elektronického systému.
Základní ideou tohoto systému je nahromadění co největšího množství dat relevantních pro prostředí NEC a jejich odeslání ostatním uživatelům v síti. Jak je z obrázku vidět vnitřně je proto celý systém koncepčně založen na komunikaci po jedné sběrnici.



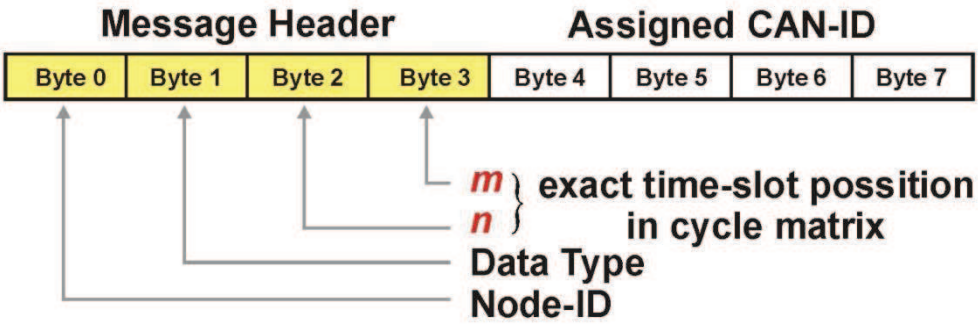
Obr. 1-1: Vytvářený systém sběru dat [1]

Samotná sběrnice CAN umožňuje pouze událostní přístup (potřebuji vysílat, tak vysílám), který pro letecké aplikace není ideálním řešením, neboť se teoreticky může stát, že zařízení s vyšší prioritou budou vysílat tak často, že sběrnici zahltí, a na zařízení s nižší prioritou vůbec nezbude čas a tím pádem nebude schopno vysílat. Proto se začal používat přístup časového řízení sběrnice. Náš přístup je založen právě na strategii TTCAN řízení sběrnice. Aby bylo možné se adaptovat na potřeby vojenského letectví, navrhujeme pozměnit systém časového řízení TTCAN na dynamické řízení komunikační matice.



Obr. 1-2: Komunikační matice TTCAN [2]

Je-li například z prostředí NEC požadavek na vyslání zprávy o poloze podvozku, je po sběrnici CAN vyslána příslušná zpráva. Podstatou této zprávy je, že obsahuje kromě nezbytné hlavičky určující typ zprávy navíc v druhém a třetím datovém bytu přesnou pozici v komunikační matici, a v bytech 4-7 identifikátor zprávy, která je z prostředí NEC požadována. Zařízení, které tuto zprávu generuje tak ví, že v konkrétním časovém rámci má požadovanou zprávu vyslat. Tímto způsobem lze pro každou situaci dynamicky vytvořit. Tento způsob řízení komunikace je podrobně popsán v [2].

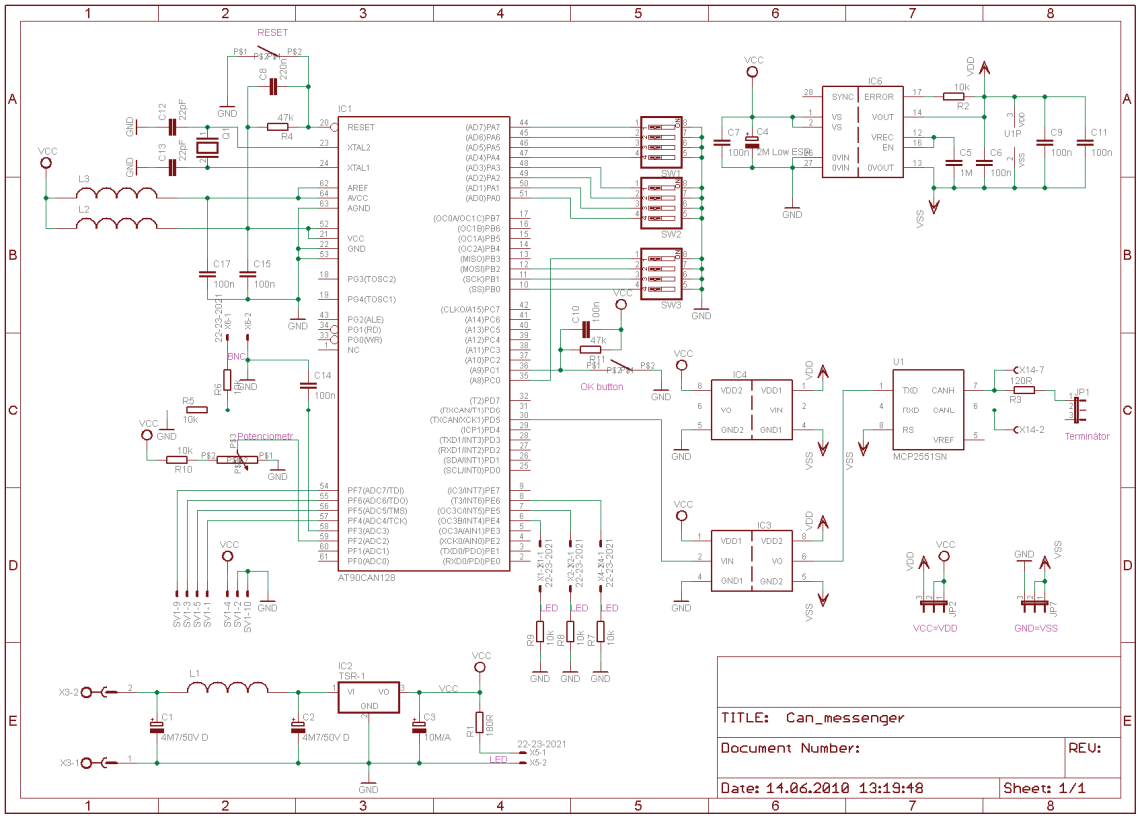


Obr. 1-3: Zpráva protokolu CANaerospace [2]

Při vývoji tohoto dynamicky přidělovaného způsobu řízení zpráv vznikla potřeba vysílat dostatečné množství zpráv nezbytných k ověření funkčnosti navrhovaného řešení.

2 Hardwarové a softwarové řešení

Zařízení jsem se rozhodl koncipovat jako plnohodnotný snímač napětí, s možností komunikace po sběrnici CAN. Základem se proto stal mikroprocesor AVR90CAN128, který tuto komunikaci umožňuje. Zařízení má možnost měřit buď napětí na potenciometru, nebo v případě reálného měření, napětí na externím vstupu. Toto napětí je vedeno přes odporový dělič sloužící k ochraně vstupů A/D převodníku proti přepětí.

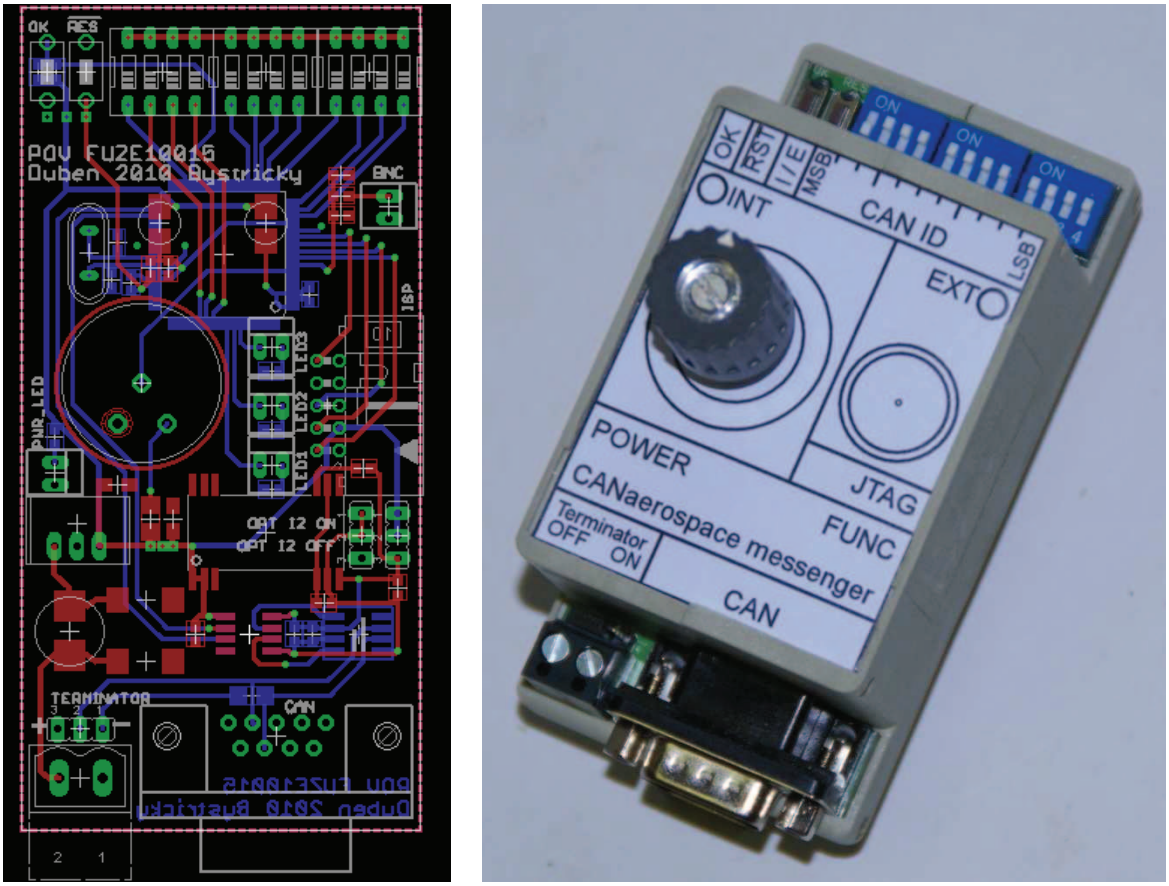


Obr. 1-4: Schéma zapojení přípravku

Vstupní část je tedy na rozdíl od výstupní konstrukčně velice jednoduchá. Výstupní část je napájena z galvanicky odděleného zdroje napětí DCR010505 a používá opticky oddělený budič sběrnice CAN. Celé zařízení je napájeno pomocí DC/DC konvertoru a na svém vstupu je schopno pracovat s napětími 15-36V. Vzhledem k tomu, že se dopředu neví, zda zařízení nebude zapojeno jako poslední zařízení, je doplněno volitelným terminačním odporem.

Protože těchto zařízení by mělo být ke sběrnici zapojeno větší množství, je potřeba zajistit, aby zprávy každého vyrobeného modulu měly rozdílný identifikátor a nedocházelo tak ke kolizím při komunikaci. Protože rovněž program, který slouží k jejich obsluze, by měl zůstat stejný, jsou k zadání konkrétního identifikátoru použity DIP přepínače. Po stisku tlačítka „OK“ dojde k přečtení aktuálního stavu přepínačů a tím pádem zadání konkrétní identifikátoru, a zařízení tak má možnost imitovat libovolný potřebný signál. Činnost celého zařízení je signalizována příslušnými diodami.

Z pohledu softwarového je celé zařízení rovněž velmi jednoduché, neboť se jedná pouze o měření napětí pomocí A/D převodníku. Jediná složitá část je tak právě vytvářená dynamicky přidělovaná adresa. Po úspěšné validaci tohoto přístupu, však bude možné upravit tento software do podoby knihovny a umožnit tak velmi jednoduché používání i v ostatních zařízeních palubního systém sběru dat.



Obr. 1-5: Navržená deska plošného spoje a hotové zařízení

3 Závěr

Vytvořené zařízení slouží primárně k vývoji a validaci dynamického řízení komunikační matice TTCAN strategie řízení zpráv. Zároveň ale také slouží jako jednoduchý snímač napěťových úrovní, nebo jako imitátor signálů pro sběrnici CAN.

Literatura

[1] JALOVECKY R., BAJER J.: *Development of the aircraft electronic system using CAN with CANaerospace protocol.* In JALOVECKY, R. and STEFEK, A. (ed.) Proceedings of the International Conference on Military Technologies 2009. Brno: University of Defence, 2009, p. 360-365. ISBN 978-80-7231-649-6.

[2] JANU P., BYSTRICKY R. BAJER J.: *Proposal of a time-triggered avionic electrical subsystem using CANaerospace.* In JALOVECKY, R. and STEFEK, A. (ed.) Proceedings of the International Conference on Military Technologies 2009. Brno: University of Defence, 2009, p. 387-393. ISBN 978-80-7231-649-6.

Dedikace

Článek byl vypracován za podpory Ministerstva obrany České Republiky (Projekt č. OVUOFVT200802 obraného výzkumu).

Osobní komunikační rozhraní VICM 209

Ing. Jaroslav Hovorka
MESIT přístroje spol. s r.o.,
email: j.hovorka@msp.mesit.cz, tel.: +420-572-522-514

Resumé:

Dnešní vojenské operace jsou charakterizovány vysokým stupněm mobility nasazených jednotek a zároveň nutností velmi rychlého opuštění přepravního prostředku. Základním požadavkem však je, aby i při opuštění vozidla či vrtulníku zůstali členové týmu v radiovém spojení. Příspěvek pojednává o nově vyvinutém osobním komunikačním rozhraní VICM 209, které bylo vyvinuto s cílem maximálně usnadnit vojákovi sesednutí z přepravního prostředku a přitom mu zabezpečit spojení s celou řadou taktických komunikačních prostředků.

1 Problémy výsadku v dnešních vojenských operacích

Všechny dnes probíhající vojenské operace jsou charakterizovány velmi vysokým stupněm mobility jednotek a používáním celé řady různých spojovacích prostředků. Přitom spojovací prostředky hrají klíčovou roli a zajišťují včasné předávání informací mezi jednotkami a nadřízeným stupněm velení. Většina operací je vedena ve městech v zástavbě a mají charakter hlídkové a průzkumné činnosti. Při kontaktu s protivníkem je nutno velmi rychle opustit transportní prostředek a zůstat ve vzájemném spojení.
Jednotky jsou přepravovány v různých bojových a transportních prostředcích. Některé z nich jsou charakterizovány velmi vysokou hlučností. Hladiny hluku dosahují až 120 dB. Z tohoto důvodu je absolutně nezbytné, aby byl přepravovaný voják po celou dobu pobytu ve vozidle vybaven kvalitní náhlavní hovorovou soupravou, která jednak zajišťuje ochranu jeho sluchu, jednak prostřednictvím vozidlového interkomu VICM 200 [1][2] zajišťuje komunikaci mezi všemi členy posádky vozidla a jejich přístup k vozidlovým radiostanicím.
Při sesednutí vojáka z bojové platformy je rovněž nutné, aby měl voják chráněn sluch a mohl vést komunikaci prostřednictvím radiových prostředků s ostatními členy jednotky a s nadřízeným stupněm velení. Při charakteru dnešních vojenských operací je nezbytné, aby výsadek přepravovaný ve vozidle často z tohoto vozidla vystupoval za účelem průzkumu, popřípadě navázání aktivního bojového kontaktu s protivníkem a opětovně do přepravního bojového prostředku nastupoval za účelem transportu na další místo.
Dnešní elektronické vybavení vojáka na tyto nové požadavky dostatečně nereagovalo, a proto bylo nutné vyvinout takové prostředky, které tuto činnost budou usnadňovat.

1.1 Vybavení výsadku komunikačními prostředky

Ve všech dnes probíhajících vojenských operacích využívají armády celé řady komunikačních prostředků pro spojení s nadřízeným stupněm velení. Z toho plyne potřeba, aby byl voják vybaven celou řadou taktických radiostanic, které mu umožní spojení do různých sítí. V praxi to znamená, že kromě taktické VKV radiostanice podle požadavků konkrétní operace je zcela nutně vybaven personální radiostanicí, která mu zajišťuje taktické spojení na relativně krátkou vzdálenost. Úkolem personální radiostanice je zajistit spojení primárně s členy týmu výsadku a následně spojení s osádkou bojového transportního prostředku. Kromě toho při přepravě a vedení bojové činnosti v bojovém prostředku využívá vozidlové radiostanice, podle typu vozidla obvykle jednu až dvě.

Klíčovým při vedení bojové činnosti je vysoká mobilita jednotky, schopnost být rychle přepravena do požadovaného operačního prostoru a v tomto prostoru velmi rychle opustit přepravní prostředek a zahájit průzkumnou a bojovou činnost. Jak bylo uvedeno výše, opuštění vozidla a opětovný nástup do vozidla jsou při charakteru dnešních operací poměrně časté.

V přepravním prostředku, který je vždy charakterizován značným hlukem, je naprosto nezbytné, aby byli vojáci vybaveni náhlavními hovorovými soupravami jednotlivce, prostřednictvím kterých mezi sebou komunikují v rámci daného vozidla. Tyto náhlavní hovorové soupravy jim zajišťují ochranu sluchu a zabezpečují komunikaci. Při opuštění přepravního prostředku se musí voják odpojit od interkomu, sesednout a komunikovat v sítích radiostanic. Přitom i při činnosti mimo přepravní bojový prostředek je nutné, aby měl voják stále dostatečně chráněn sluch. Okamžik sesednutí vojáka je velmi kritickým okamžikem, protože voják se musí především soustředit na potenciální hrozby, na monitorování situace a vedení bojové činnosti. Kromě toho byl zatěžován odpojováním se od vozidlového interkomu a připojováním se na nesené radiostanice. Zátěž vojáka v důsledku odpojování od komunikačního systému a těžkopádné připojování na systémy jiné je zcela zbytečná a zbytečně zvyšuje rizika.

1.2 Způsoby řešení sesednutí z přepravního prostředku

Problém sesedání vojáka z přepravního prostředku byl v minulosti řešen různými způsoby, avšak ani jeden způsob nebyl zdaleka pro potřeby vojáka dostačující. Lze tvrdit, že vždy pro něj představoval zátěž, a to buď při sesedání, nebo při opětovném nasedání. Přitom základním taktickým požadavkem je to, aby obě tyto činnosti byly maximálně krátké, efektivní a v rámci možností i bezpečné.

Prvním praxí ověřeným způsobem bylo vybavení vojáka dvěmi nezávislými náhlavními hovorovými soupravami, tzv. lehkou a těžší. Náhlavní hovorové soupravy jsou instalovány na sobě. Vnitřní hovorová souprava, kterou má voják nasazenu přímo na uších, je připojena k personální radiostanici a druhá těžší a mohutnější hovorová souprava, která je nasazena až na soupravě lehké, je připojena k vozidlovému interkomu. Toto poměrně elegantní řešení má však jisté nevýhody pramenící z nutnosti mít dvě náhlavní hovorové soupravy najednou. Toto logicky způsobuje komplikace při sesedání z vozidla. Postup při sesedání z vozidla je takový, že voják musí nejprve sejmout vnější náhlavní hovorovou soupravu a teprve potom může opustit vozidlo pouze s lehkou soupravou. Sejmutí vnější náhlavní hovorové soupravy si vždy vyžádá určitý čas. Ku prospěchu tohoto řešení nutno uvést, že vnější náhlavní hovorovou soupravu lze sejmout bez nutnosti sejmutí přilby balistické ochrany. Další komplikací je opětovné nasednutí vojáka do přepravního prostředku. Zde je činnost přesně opačná, voják musí náhlavní hovorovou soupravu nasadit, a to pod přilbu balistické ochrany. Nutno rovněž poznamenat, že toto řešení se datuje od dob, kdy bojové jednotky nebyly zcela tak vybavované jako jsou nyní. Tímto vybavením se rozumí především používání taktických a balistických vest a jiných ochranných prostředků. Voják vybavený těmito prostředky se v omezeném prostoru bojového přepravního prostředku může jen velmi neobratně pohybovat, a to rovněž komplikuje jakékoliv manipulace s náhlavní hovorovou soupravou. Toto řešení není zdaleka vhodné při charakteru dnešních vojenských operací, kdy vojáci vykonávají průzkumnou a hlídkovou činnost. Vysedání z vozidla a opětovné nasedání do vozidla je velmi časté a takové řešení přinejmenším obtěžuje a odvádí jejich pozornost.

Dalším možným řešením je vybavení vojáka dvěmi nezávislými náhlavními hovorovými soupravami, jedna je připojena k personální radiostanici a druhá k vozidlovému interkomu. Voják má vždy nasazenu pouze jednu hovorovou soupravu podle toho, v kterém systému komunikuje. Toto řešení je ještě horší a přináší vojákovi nemalé obtíže. Ve vozidle je sice voják připojen k interkomu jednou náhlavní hovorovou soupravou, ale při sesedání ji musí

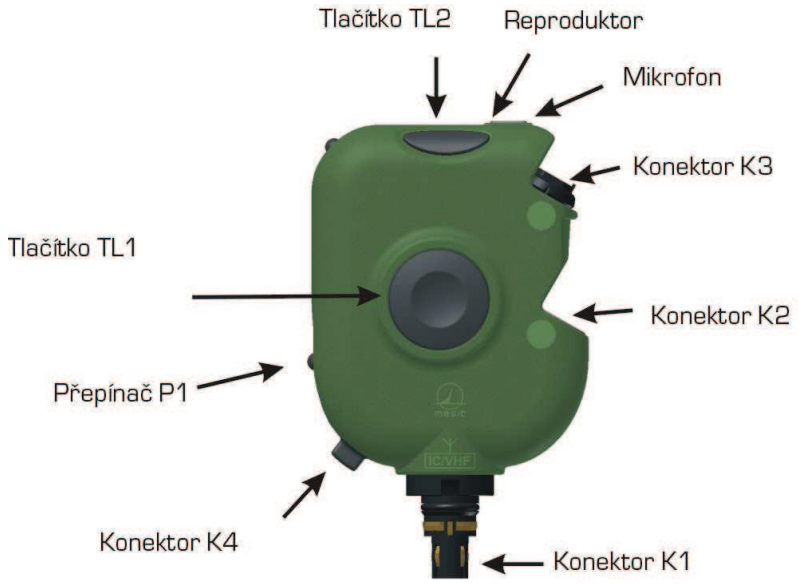
sejmout, v lepším případě bez nutnosti sejmutí přilby balistické ochrany a nasadit si druhou náhlavní hovorovou soupravu, která zajišťuje připojení k personální radiostanici.
Obě řešení mají rovněž tu zásadní nevýhodu, že neumožňují připojení k druhé taktické radiostanici (kromě personální radiostanice) při činnosti mimo vozidlo. Tak je například velitel jednotky, který musí kromě personální radiostanice určené pro spojení s členy týmu používat VKV radiostanici s větším dosahem pro spojení s nadřízeným stupněm velení vystaven dalším problémům a komplikacím. V případě, že je vybaven náhlavní hovorovou soupravou kryjící obě uši, musí tuto soupravu přepojovat mezi personální a VKV radiostanicí. Alternativním řešením je vybavení velitele jednotky lehkou náhlavní hovorovou soupravou kryjící pouze jedno ucho, zde pak není zaručena žádná ochrana sluchu. Toto je pak při střelbě v rámci vedení bojové činnosti vážným problémem.

1.3 Taktické požadavky

Ze všeho výše uvedeného je naprosto zřejmé, že základním taktickým požadavkem kromě připojení vojáka do různých komunikačních systémů je co nejsnadnější a bezpečné opuštění přepravního nebo bojového prostředku. V ideálním případě je voják vybaven pouze jednou náhlavní hovorovou soupravou, která chrání jeho sluch jak uvnitř, tak vně vozidla. Základním taktickým požadavkem je, aby hovorová souprava umožňovala funkci odposlechu okolí. Přitom mu zabezpečuje možnost komunikace ve vozidlovém interkomu a prostřednictvím personálních radiostanic spojení s členy týmu operujícího vně vozidla a prostřednictvím VKV taktické radiostanice spojení s nadřízeným stupněm velení.

1.4 Personální komunikační rozhraní

Personální komunikační rozhraní [3] je novým výrobkem, který reaguje na stávající a budoucí potřeby všech mobilních jednotek armády. Těmito jednotkami mohou být jednotky přepravované prostřednictvím obrněných transportérů, kolových či pásových, nebo to mohou být rovněž jednotky aeromobilní.
Personální komunikační rozhraní je elektronické zařízení konstruované tak, aby maximálně umožnilo vojákovi nasednutí a sesednutí z bojového prostředku. Přitom umožňuje připojení k celé řadě taktických komunikačních prostředků, ať již vozidlových, nebo osobních.



Obr. 1-1: Personální komunikační rozhraní VICM 209

Při sesednutí z přepravního prostředku voják velmi snadno rozpojí pouze jeden vytrhávací konektor a může snadno a rychle tento prostředek opustit. Přitom stále zůstává ve spojení s posádkou uvnitř přepravního prostředku, s členy výsadku, popřípadě s nadřízeným stupněm velení.
Personální komunikační rozhraní je chápáno jako osobní vybavení vojáka. Je připevněno k taktické vestě pomocí robustní spony a lze je tedy velmi snadno od vesty odpojit. Poskytuje interface mezi náhlavní hovorovou soupravou jednotlivce, vozidlovým interkomem, vozidlovými radiostanicemi a VKV a personální radiostanicí. Při konstrukci výrobku bylo dbáno na to, aby zařízení bylo ergonomicky vhodně řešeno a přitom bylo dostatečně robustní. Samozřejmým požadavkem je plnění odpovídajících vojenských standardů.
Personální komunikační rozhraní je vybaveno několika robustními konektory, viz obr. 1-1. Konektor K1 je určen pro připojení vojáka do interkomu, který je instalován v přepravním bojovém prostředku. Zde je voják připojen odolným spirálovým kabelem ke konektoru interkomu vyhrazeného pro připojení náhlavní hovorové soupravy. Konektor K2 je vyhrazen pro připojení konektoru náhlavní hovorové soupravy do personálního komunikačního rozhraní. Do konektoru K3 je kabelem připojena personální radiostanice, která slouží pro taktické spojení vojáka v rámci jednotky operující mimo vozidlo.
Ovládání jednotky je intuitivní a velmi snadné. Jednoduchost ovládání byl základní požadavek při vývoji. K ovládání slouží dva základní ovládací prvky, a to tlačítko TL1 a tlačítko TL2. Tlačítko TL1 je vyhrazeno pro klíčování vozidlového interkomu, tzn. že je-li voják připojen k interkomu, může interkom klíčovat právě tímto ovládacím tlačítkem. Tlačítko TL 2 je vyhrazeno pro klíčování radiostanice zvolené na ovladači vozidlového interkomu. V praxi to tedy znamená, že voják není rozptylován činnostmi souvisejícími s obsluhou interkomu, ale při vhodném nastavení ovládacích prvků provádí řízení celé komunikace pouze prostřednictvím dvou ovladačů TL1 a TL2. Přípojnou skříňku interkomu může mít tedy umístěnu v podstatě mimo své zorné pole a v činnosti to vojáka nebude nijak omezovat a nebude to na něj klást vyšší zátěž. Obě tlačítka jsou umístěna v ose výrobku a ergonomicky jsou řešena tak, aby byla snadno přístupna jak levákovi, tak pravákovi a nedocházelo k mylnému klíčování.
Personální komunikační rozhraní je kromě jiného vybaveno rovněž miniaturním mikrofonem a reproduktorem umístěným na zadní straně. Při odpojení náhlavní hovorové soupravy od personálního komunikačního rozhraní elektronické obvody automaticky tuto skutečnost detekují a aktivují mikrofon a reproduktor. Tato funkce je oceňována zejména při vykonávání hlídkové činnosti, kdy voják není vystaven působení nadměrného hluku a mít nasazenu náhlavní hovorovou soupravu může být pro něj z dlouhodobého pohledu značně zatěžující až nepříjemné, zvláště při nepříznivých klimatických podmínkách. Při vykonávání hlídkové činnosti a pozorování je často žádoucí mít možnost snížit hlasitost reproduktoru. K tomuto účelu slouží přepínač P1, který má dvě polohy – vysoká a nízká hlasitost. Při opětovném připojení náhlavní hovorové soupravy do konektoru K2 detekční obvody toto připojení detekují a automaticky odpojí jak vestavěný mikrofon, tak reproduktor. Jednotka rovněž automaticky detekuje zda je připojená náhlavní hovorová souprava vybavena mikrofonem. V případě, že je detekováno pouze připojení sluchátek a ne mikrofonu, aktivuje se rovněž vestavěný mikrofon, vestavěný reproduktor však bude odpojen.
Personální komunikační rozhraní je dále vybaveno konektorem K4, který slouží pro připojení obecného audio zařízení. Lze zde například připojit odposlech třetí radiostanice, která bude pouze monitorována. Toto lze ve vojenské praxi úspěšně využívat a nepřetržitému monitorování frekvencí protivníka. Tento audio vstup má v rámci personálního komunikačního rozhraní nejnižší prioritu a slouží pouze pro odposlech. Při příchodu signálu z konektoru K1 nebo K 3 je signál z konektoru K4 automaticky přerušen.

1.5 Sesednutí z vozidla

Smyslem personálního komunikačního rozhraní je maximálně usnadnit členům výsadku sesedání z přepravního prostředku. Voják sedící v transportním nebo bojovém prostředku má ke konektoru K1 spirálovým kabelem připojen vozidlový interkom, ke konektoru K2 náhlavní hovorovou soupravu vybavenou flexibilním gradientním mikrofonem a ke konektoru K3 personální radiostanici.

Elektronické obvody personálního komunikační rozhraní automaticky detekují, že je personální komunikační rozhraní připojeno k interkomu a voják komunikuje přes interkom s celou osádkou vozidla. Přes interkom má rovněž zajištěn přístup ke všem vozidlovým radiostanicím. Při opuštění přepravního prostředku voják jednoduchým způsobem rozpojí pouze jeden trhací konektor K1 a snadno přepravní prostředek opustí.

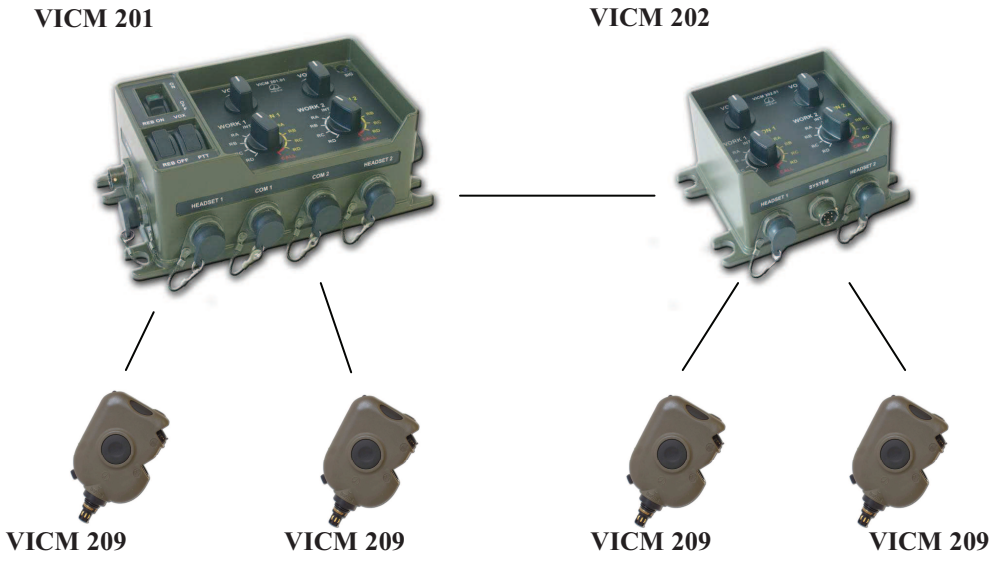
Zcela automaticky dojde k přepnutí náhlavní hovorové soupravy na personální radiostanici, která je připojena k personálnímu komunikačnímu rozhraní. Voják tak může nepřetržitě pokračovat ve vedení bojové činnosti a odpoutání se od vozidla pro něj nepředstavuje nadměrnou zátěž.

Při činnosti mimo vozidlo může do konektoru K1, který je primárně určen pro připojení k vozidlovému interkomu, připojit vhodným kabelem libovolnou VKV taktickou radiostanici a tak mít přístup do dvou radiových sítí najednou. Personální radiostanici klíčuje tlačítkem TL1 a VKV taktickou radiostanici klíčuje tlačítkem TL2.

Koncepce výrobku umožňuje využití nejrůznějších rádiových spojovacích prostředků. Rozhraní K1 a K3 jsou zcela obecné nízkofrekvenční vstupy a výstupy. Pro připojení radiostanice je tedy vždy nutné použít pouze správný propojovací kabel.

1.6 Začlenění personálního komunikačního rozhraní do interkomu VICM

Personální komunikační rozhraní je obecnou a víceúčelovou komponentou, která zajišťuje vojákovi možnost připojení k nejrůznějším komunikačním prostředkům. Plní požadavky odpovídajících vojenských standardů, jako jsou požadavky ergonomické, environmentální a požadavky elektromagnetické slučitelnosti [1][2].



Obr. 1-2: Začlenění personálního komunikačního rozhraní ve VICM 200

V rámci interkomu VICM 200 lze ke každé komunikační skříňce, tj. VICM 201 a VICM 202 připojit dvě personální komunikační rozhraní. Typická konfigurace interkomu je jedna centrální komunikační jednotka VICM 201 řídící komunikaci a dvě základní komunikační jednotky VICM 202. V takto specifikovaném vozidlovém interkomu může být připojeno šest členů posádky. Každý člen je vybaven personálním komunikačním rozhraním a personální radiostanicí.

2 Závěr

Personální komunikační rozhraní je novým prvkem v elektronickém vybavení vojáka. Řeší doposud dostatečně neřešený problém sesednutí vojáka z bojového přepravního prostředku při zachování plnohodnotného spojení s ostatními členy týmu a s nadřízeným stupněm velení. Zároveň je svou koncepcí předurčena k začlenění do různých rádiových komunikačních systémů používaných v armádě.
Díky své koncepci prokazatelně usnadňuje a zefektivňuje činnost vojáka jak v přepravním bojovém prostředku, tak vně vozidla při vedení bojové činnosti. Tím výrazně přispívá k ochraně vojáka a zvýšení účinnosti vojenských operací.

Literatura

[1] Technické podmínky VICM 201 TP-MSP 01-939108, Uherské Hradiště, MESIT přístroje spol. s r. o., 2010, 86
[2] Technické podmínky VICM 202 TP-MSP 01-939208, Uherské Hradiště, MESIT přístroje spol. s r. o., 2010, 75
[3] Technické podmínky VICM 209 TP-MSP 01-9395009, Uherské Hradiště, MESIT přístroje spol. s r. o., 2010, 59

Identifikace parametrů matematických modelů chování člověka

doc. Ing. Rudolf Jalovecký, CSc.
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: rudolf.jalovecky@unob.cz, tel.: +420-973-445-217

Resumé:

Příspěvek shrnuje více jak tříleté pokusy sestavit náhradní matematický model člověka - pilota využitelný v modelech řízení letounu v prostoru. Všeobecně je tvorba ekvivalentního modelu člověka velmi komplikovaná, neboť vlastnosti člověka nejsou v čase stálé, ale mění se s okamžitou kondicí člověka. Při simulaci chování člověka lze tedy sestavit jen obecný, přibližný model člověka, přičemž předpokládáme výrazné zjednodušení jednotlivých prvků náhradního modelu v podobě zanedbání některých parametrů přenosové funkce. Článek ukazuji na další možnosti jak podrobněji zkoumat chování člověka – pilota při určování vybraných parametrů přenosových funkcí.

1 Úvod

Již delší dobu se autor článku zabývá problematikou sestavení náhradních matematických modelů člověka – pilota a využití těchto modelů k rozboru chování člověka při řízení letu letounu. Sestavení náhradního modelu člověka z pohledu automatické regulace je složitá a velmi rozsáhlá úloha. V teorii řízení letu letounu stojí víceméně na okraji teoretických rozborů včetně jeho případného začlenění do regulační smyčky řízení letu. Je tomu tak proto, že "parametry" a "časové konstanty“ člověka jsou časově velmi nestálé, ovlivněny řadou vlivů, které na člověka působí (únava, vycvičenost, okamžitá nálada apod.). Posuzování chování člověka v regulační smyčce při řízení vybraného režimu letu je tedy možné jen s ohledem na získání výsledků regulace, tedy možné schopnosti člověka daný režim letu správně a včas realizovat.

2 Charakteristiky vlastností pilota

Možnosti vytvoření náhradních modelů vlastností člověka je celá řada. Historicky se přistupuje ke stanovení přenosové funkce třemi možnými způsoby. V dostupné literatuře a ve všech publikacích autora včetně tohoto příspěvku jsou vlastnosti člověka vyjádřeny lineárními modely charakterizovanými přenosovými funkcemi ve tvaru PD reps. PID regulátoru se setrvačností prvního nebo druhého řádu s dopravním zpožděním. Pro jednodušší identifikaci jsou jednotlivé typy modelů pilota opět označeny písmeny „A“ až „C“, přičemž pilot typu „A“ je modelem nejsložitějším (tvoří jej přenosová funkce se setrvačností druhého řádu s dopravním zpožděním) a pilot typu „C“ pak nejjednodušším modelem (zde jej tvoří jen přenosová funkce se setrvačností prvního řádu s dopravním zpožděním).
Pro připomenutí tvaru matematických modelů pilotů jsou v tab. 1. uvedeny přenosové funkce a v tab. 2. pak význam jednotlivých parametrů těchto funkcí, vychází z předchozích publikací autorů [4, 5, 6, 7], resp. historicky z [10, 11,12]. Pro oblast řízení automobilu pak z [3].

Tab.1. Přenosové funkce modelů pilota

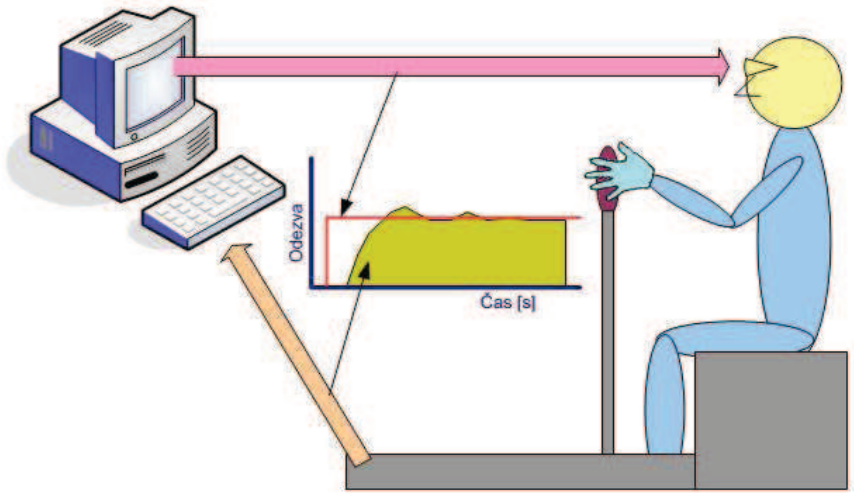
$F_{(p)} = K\dfrac{(T_3 p+1)}{(T_1 p+1)(T_2 p+1)}e^{-\tau p}$	„A“
$F_{(p)} = K\dfrac{(T_3 p+1)}{(T_2 p+1)}e^{-\tau p}$	„B“
$F_{(p)} = K\dfrac{1}{(T_2 p+1)}e^{-\tau p}$	„C“

Tab.2. Význam parametrů přenosových funkcí

$F_{(p)}$	Přenosová funkce modelu pilota
K	- přírůstek síly na kormidlech ve vztahu k jejich odchylce (1 až 100)
T1	- integrační časová konstanta, tj. schopnost pilota realizovat proměnné činnosti (0,2 až 1s)
T2	- dynamické vlastnosti výkonových členů pilota (0,1 až 0,2s) (neuromoskulární časová konstanta)
T3	- reakční časová konstanta, tj. schopnost reagovat na rychlost změny vstupního signálu (5 až 20s) (prediktivní časová konstanta)
τ	- dopravní zpoždění (0,1 až 0,4s) (reakční doba pilota)

3 Experimentální identifikace parametrů modelu člověka

Pro další rozbor chování pilota v procesu řízení letu letounu je výhodné zpřesňovat vybrané parametry modelu chování na základě experimentálního měření reakce člověka na podnět. K tomu autor připravuje měřící pracoviště, jehož schématické zobrazení je na obr. 1. Testovaný pilot sleduje na obrazovce počítače vnější podnět – jeho skokovou změnu a snaží se výchylkou řídící páky – kniplu dosáhnout stejné výchylky „bodu“ na obrazovce. Pohyb kniplu je snímán lineárním snímačem ve dvou na sebe kolmých rovinách. Časový průběh pohybu kniplu je přenesen do počítače a zaznamenáván spolu s velikostí vnějšího podnětu. Oba tyto údaje spolu s časovou osou se pak použijí v matematických metodách experimentální identifikace. I když získané parametry modelů chování člověka nemohou v tomto případě plně charakterizovat zatížení pilota při skutečném řízení letu letounu, lze předpokládat alespoň jisté přiblížení se k reálným parametrům.



Obr.1. Princip měření odezvy člověka na vnější podnět

Podle zvoleného typu přenosové funkce modelu pilota je možné pro určení časových konstant v modelech chování člověka využít matematické metody experimentální identifikace reálných systémů, jejichž výsledky byly úspěšně použity např. v [1, 2]. Známe-li vstupní a výstupní signál a přibližný tvar přenosových funkcí, je možné využít uvedených metod k zpřesňování

parametrů přenosové funkce. S velkou výhodou je možné využít simulačního prostředí MATLAB®, který již obsahuje některé funkce pro realizaci nezbytných výpočtů.
Funkce *fminsearch* hledá minimum skalární funkce více proměnných [8]. S jejím využitím byl sestaven algoritmus na identifikaci parametrů přenosové funkce pro pilota typu „A „ve tvaru

$$F_{ei} = \frac{a_1 s + 1}{b_2 s^2 + b_1 s + 1} \tag{1}$$

s definovanou kriteriální podmínkou

$$f_{\min} = \sum (y_{id} - y)^2 \,. \tag{2}$$

Pro pilota typu „B“ je pak v rovnici (1) $b_2 = 0$ a pro pilota typu „C“ i $a_1 = 0$.
Uvedený algoritmus si ovšem nedokáže poradit s výpočtem dopravního zpoždění. Proto byl program doplněni jednoduchým podprogramem na vyhledávání počátku odezvy pilota (výstupní hodnota byla nenulová resp. větší než zadaná malá hodnota). Po vyhodnocení časového zpoždění byl pro algoritmus identifikace posunut vstupní puls na počátek vzniku odezvy. Výsledky výpočtů dopravního zpoždění u všech typů pilota se prakticky shoduji (s přesností kroku výpočtu 0.01s) se vstupní hodnotou.

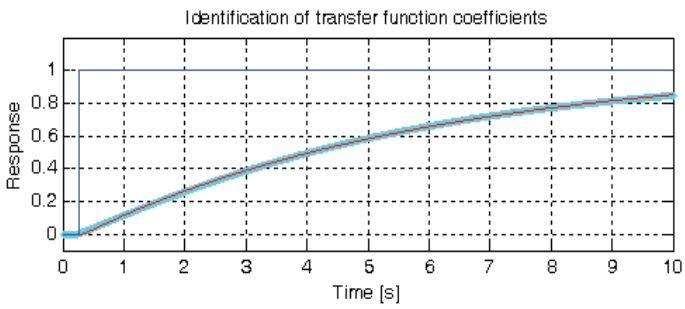
3.1 Identifikace parametrů modelu pilota typu “A”

Pilot typu „A“ představuje přenosový článek typu PID regulátoru se setrvačností druhého řádu s dopravním zpožděním. Identifikované parametry jsou uvedeny v tab.3.

Srovnáním parametrů identifikace s přesným hodnotami nám ukazuje, že identifikace parametrů složené přenosové funkce není úplně jednoduché a dosažené výsledky se nemusí přesně shodovat se vstupními údaji (v smyslu shody identifikovaných časových konstant a původně v modelu použitých časových konstant). Přesto lze považovat dosažené výsledky za použitelné (viz obr. 3. – shoda obou průběhů) při dalších výpočtech chování člověka v systému řízení letu letounu.

Přenosová funkce	$\frac{-0.02963s + 1.045}{0.231s^2 + 5.764s + 1}$
Suma čtverců	0.010253
Směrodatná odchylka	0.003200
Počet iterací	246
Dopravní zpoždění	0.160000 s

Tab. 3. Identifikované parametry pilota typu A.



Obr.3. Časové průběhy identifikovaných parametrů pilota typu A

3.2 Identifikace parametrů modelu pilota typu “B”

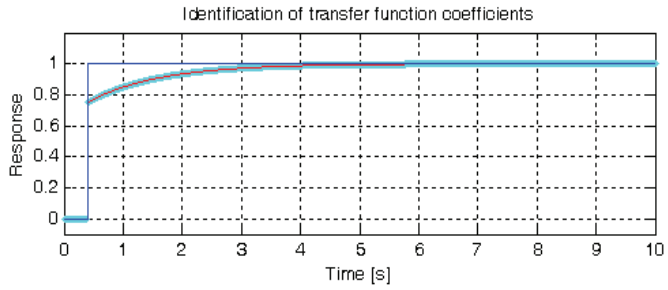
Pilot typu „B“ představuje přenosový článek typu PID regulátoru se setrvačností prvního řádu s dopravním zpožděním. Identifikované parametry jsou uvedeny v tab.5.

Porovnáme-li vypočtené koeficienty T_2 a T_3 se vstupními hodnotami, lze konstatovat prakticky úplnou shodu identifikovaných parametrů (viz tab.5.). Identifikace parametrů PID článku, který obsahuje pouze setrvačnost prvního řádu je jednodušší než v případě setrvačného článku druhého řádu. Rozhodující pro dosažení použitelných výsledků ovšem

také bude poměr T_3/T_2. Je-li menší než 1, bude převládat integrační článek v modelu a průběh odezvy bude odpovídat obr. 4. Bude-li tomu naopak pak v přenosu převládá derivační článek a odezva pak obsahuje výrazný překmit v prvním okamžiku vzniku podnětu.

Přenosová funkce	$\frac{-0.9023s+1}{1.199s+1}$
Suma čtverců	0.563021
Směrodatná odchylka	0.023716
Počet iterací	169
Dopravní zpoždění	0.300000 *s*

Tab. 4. Identifikované parametry pilota typu B.



Obr.4. Časové průběhy identifikovaných parametrů pilota typu B

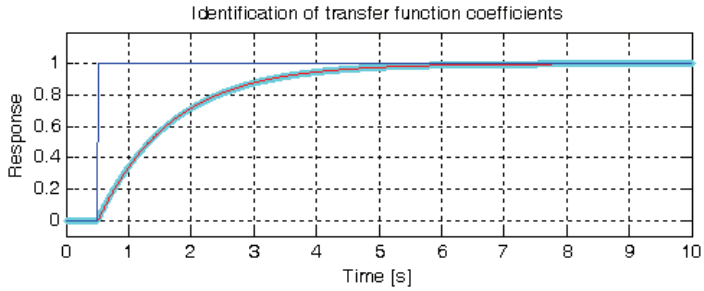
3.3 Identifikace parametrů modelu pilota typu “C”

Pilot typu „C“ představuje přenosový článek typu PI regulátoru se setrvačností prvního řádu s dopravním zpožděním. Identifikované parametry jsou uvedeny v tab.5.

Porovnáme-li vypočtený koeficient T_2 se vstupní hodnotou, lze i zde konstatovat prakticky úplnou shodu identifikovaných parametrů. Identifikace velmi jednoduchého regulačního členu se setrvačností prvního řádku je výrazně jednodušší, algoritmus identifikace velmi rychle konverguje ke správným hodnotám – krátká doba výpočtu, malý počet iterací (viz tab.5.). Dosažený přechodový děj (viz. obr.5.), je prakticky shodný se vstupním průběhem.

Přenosová funkce	$\frac{0.9994}{1.186s+1}$
Suma čtverců	0.002684
Směrodatná odchylka	0.001638
Počet iterací	101
Dopravní zpoždění	0.300000 *s*

Tab. 5. Identifikované parametry pilota typu C.



Obr.5. Časové průběhy identifikovaných parametrů pilota typu C

4 Závěr

Předložený článek nemůže na několika stranách dát autoru velký prostor na prezentaci řešeného problému. Taktéž relativně malé grafické výstupy v tisku realizované černobíle nejsou příliš čitelné. Na přiloženém CD je možné si grafy zvětšit a prohlédnout v barevném provedení. Autor článkem naznačuje, jaké možnosti při simulaci chování člověka při řízení letu jsou k dispozici. Lze tedy očekávat ohlasy čtenářů a autor bude potěšen rozsáhlejší diskuzi, třeba formou e-mailové korespondence.

Literatura

[1] BYSTŘICKÝ R., Dynamic mathematical model of UAV system with rotating supporting surfaces. Doctoral Thesis, Brno, University of Defence, 2009, 84 p. Supervisor Jalovecký R.

[2] DUB, M., Optimization of switching frequencies for PWM control of DC motors by using the four quadrant converter. Doctoral Thesis, Brno University of Defence, 2006. 46 p., Supervisor Jalovecký R.

[3] HAVLÍKOVÁ M., DIAGNOSTIC OF SYSTEMS WITH A HUMAN OPERATOR, Doctoral Thesis, Brno University of Technology, 2008, 153 p.

[4] JALOVECKY, R., JANU, P., Human – Pilot's Features During Aircraft Flight Control from Automatic Regulation Viewpoint. In 4th International Symposium on Measurement, Analysis and Modeling of Human Functions. 14 – 16. June, 2010, Prague, Czech Republic : Czech Technical University in Prague, 2010. s. 119-123. ISBN 978-80-01-04577-0

[5] JALOVECKY R., JANU P., THE FEATURES MODEL OF A PILOT DURING OF DUMPING THE RAPID OSCILLATIONS IN AN AIRCRAFT. In JALOVECKY, R. and STEFEK, A. (ed.) Proceedings of the International Conference on Military Technologies 2009. Brno : University of Defence, 2009, p. 333-344. ISBN 978-80-7231-649-6.

[6] JALOVECKÝ, R., Man in the aircraft's flight control system, In Advance in Military Technology – Journal of Science. University of Defence, 2009, Vol.4. No.1, p. 49-57. ISSN 1802-2308.

[7] JALOVECKÝ, R., JANU, P., Analysis of the Characteristics of a Pilot in the Aircraft Flight, In Science & Military – Journal of Science. Akadémia ozbrojených síl generála Milana Rastislava Štefánika, Liptovský Mikuláš 2009, No. 2., p. 37- 41. ISSN 1336-8885

[8] MATLAB Documentation [online]. © 1984-2010 [cit. 2010-06-02]. http://www.mathworks.cn/access/helpdesk/help/techdoc/index.html

[9] Sotak, M.; Sopata, M.; Breda, R.; Rohac, J.; Vaci, L.: Navigation System Integration. Monograph: 1. ed., printed by Robert Breda, Kosice, the Slovak Republic, 2006, ISBN 80-969619-9-3 (In Slovak)

[10] ŽIHLA, Z. *Automatické řízení letu*, Prozatímní učebnice, U-1220/I, Brno : Vojenská akademie, 1987. 395s.

[11] БОДНЕР, В., А., Sistemы управления letatельными аппаратами. Машиностроение, Москва, 1973.

Dedikace

Práce prezentované v tomto dokumentu byly podpořeny Ministerstvem obrany České republiky (Výzkumný záměr č. MO0FVT 0000403) a podpořilo jej i sdružení UDeMAG (Univerzita obrany MATLAB Group).

Interoperabilita OTS vzdušných sil do prostředí NEC

Ing. Jaroslav Jeřábek, Ph.D., Ing. Milan Vašek, Ph.D.
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: jaroslav.jerabek@unob.cz , tel.:+420-973-445-226,
email: milan.vasek@unob.cz tel.: +420-973-445-233

Resumé:

V článku je uvedeno složení, specifické úkoly a informační možnosti jednotlivých subsystémů Operational Tactical Command and Control System of Air Force (OTCCSAF) z pohledu jejich interoperability do prostředí Network Enabled Capability (NEC).

1 Úvod

Network Enabled Capability (NEC) představuje rozvoj operačního použití sil v informačním věku s podporou nejnovějších informačních a komunikačních technologií. Podstatu NEC vyjadřují níže uvedené principy, které je potřeba naplnit pro získání nadvlády nad protivníkem:

- **Vidět více a jako první dosáhnout informační převahy.** Naplnění této myšlenky je založeno na sběru dat z bojiště pomocí různých senzorů pozemních, či vzdušných sil nebo ze zpravodajských informací. Dále tyto informace zpracovat tak, aby byly dostupné všem oprávněným uživatelům ve formátech pro ně zpracovatelných.
- **Porozumět lépe a rychleji k dosažení znalostní převahy.** Znalostní převaha umožní velitelskému sboru efektivní pochopení stávající situace na bojišti. Všichni oprávnění budou mít přístup k aktuálním datům, která budou obsažena v kterékoliv databázi sítě.
- **Rozhodovat se lépe a rychleji k získání převahy v rozhodování.** Pro vytvoření převahy je nutno vybavit štáby všech stupňů pokročilými nástroji pro podporu rozhodování, schopnými analyzovat a navrhovat možná řešení.
- **Působit či jednat rozhodně a rychle a tím dosáhnout operační převahy.** Okamžité zveřejnění srozumitelného a jednoznačného záměru velitele umožní všem podřízeným pochopení jejich úkolů, které jsou schopni samostatně a iniciativně plnit. Neustálý přehled o okamžité situaci na bojišti, o spřátelených součinnostních jednotkách vede k vytvoření efektu synchronizace a dosažení požadované převahy.

Budování schopností NEC je dlouhodobý, prakticky nikdy nekončící proces. V střednědobém horizontu budování NEC je nutno vytvořit tři úrovně schopností:

1.1 Komunikovat a sdílet informace

Aktivity směřují překonání informačních bariér a vytvoření schopnosti získat informační převahu. Zahrnují sdílené pochopení situace vlastních vojsk a protivníka a jednotné pochopení zámyslu velitele a schopnosti vytvářet a podporovat práci Communities of Interest.

1.2 Společně plánovat a řídit

Cílem je překonání bariér znemožňujících bezprostřední spolupráci při plánování a řízení operace a vytvoření schopnosti získat převahu v rozhodování. Jsou zde zahrnuty schopnosti

efektivně spolupracovat při plánování a řízení operace. Zavedení pokročilých nástrojů pro podporu vzájemné spolupráce při řešení operačních úloh a podporu rozsáhlé vertikální a horizontální spolupráce. Dojde k vytvoření uživatelské schopnosti spoluvytvářet obraz bojiště a správným způsobem mu porozumět.

1.3 Zjistit a jednat

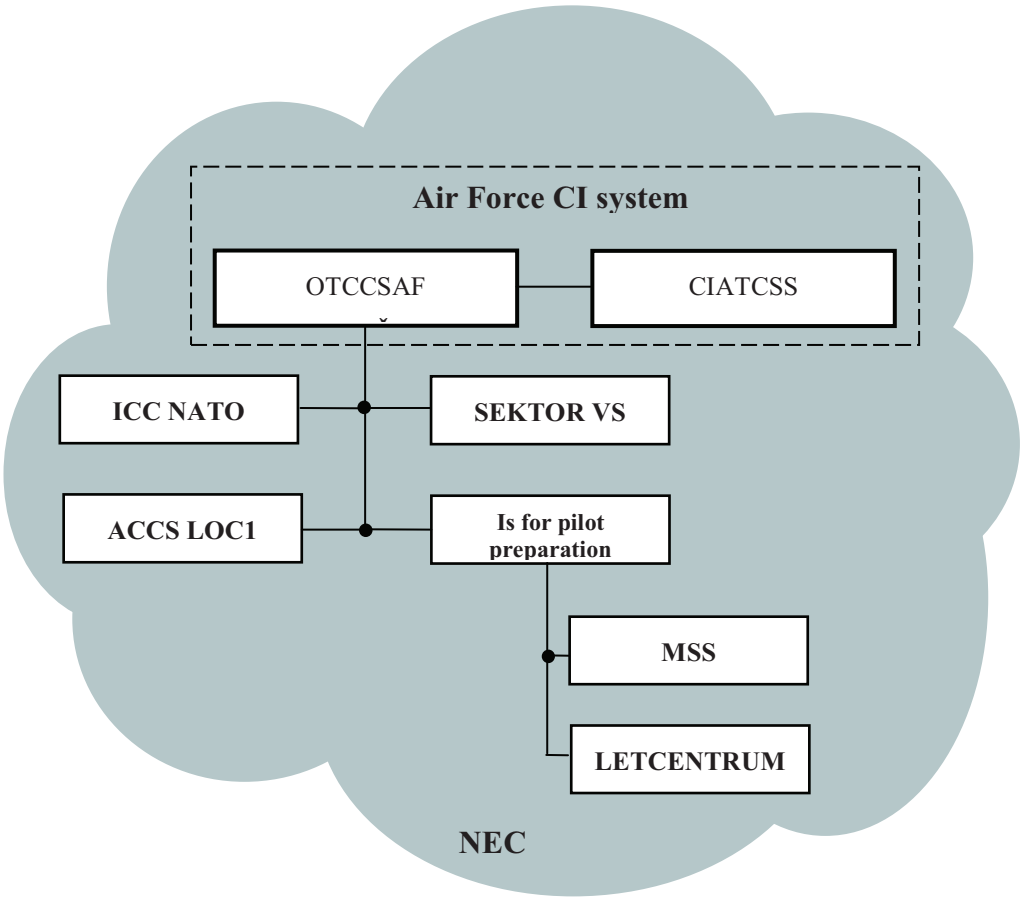
V této etapě dojde k překonání bariér ve vzájemné spolupráci jednotlivých výzbrojních platforem a vytvoření schopnosti získat operační převahu. Zahrnuje bezproblémové propojení senzorů a zbraňových systémů a významné zkrácení cyklu od zjištění cíle k jeho ničení. Znalost situace ze všech senzorů na bojišti a její automatizované vyhodnocení umožní zvolit optimální variantu ničení cíle. Záměrem je dosažení plné interoperability v aliančním a koaličním prostředí, kdy veškeré informace jsou plně sdíleny mezi jednotlivými aplikacemi napříč stupni velení a druhy vojsk.
Do procesu budování NEC je zapojena i Aeronautical Radio Navigation Service (ARNS), pro kterou v oblasti výzkumné podpory NEC je stanoven úkol: „vytvoření interoperability stávajících a nově budovaných systémů v rámci velení a řízení vzdušných sil a Complex Integrated Air Traffic Control Support System (CIATCSS).
Cílem článku je popsat možnosti interoperability stávající kapacity Operational Tactical Command and Control System of Air Force (OTCCSAF) a jejich využitelnost v koncepci NEC.

2 Budování NEC ve vzdušných silách

Jádrem struktury NEC je integrované komunikační a informační prostředí. Toto integrované prostředí je „super síť“ na principu plug and play schopná poskytovat konektivitu mezi informačními zdroji a uživateli a transportovat data, informace a znalosti mezi všemi uživateli a informační sférou.
Do integrovaného prostředí NEC jsou zahrnuty zdroje informací (senzory), systémy velení a řízení, zbraňové systémy a prostředky působení na protivníka až po jednotlivce včetně, propojené v jednotné síti. Vlastní síť bude vytvořena komunikačními a informačními systémy tak, aby poskytovala informační služby, bezpečnostní služby, služby řízení sítě a další služby potřebné pro dosažení informační převahy s rozhraními na koaliční, spojenecké a partnerské systémy.
Podle [1] k vybudování integrovaného prostředí NEC budou v maximální míře využity stávající a plánované komunikační a informační systémy (KIS). Jedná se především o vybudovanou a modernizovanou komunikační infrastrukturu, stávající informační systémy resortu MO, integrační projekt Průřezového informačního systému MO (PRIS MO), operačně taktický systém velení a řízení pozemních sil (OTS VŘ PozS) a komunikační informační systémy vzdušných sil (KIS VzS).
Aby bylo možné plnit záměr Strategie budování NEC v ozbrojených silách ČR v prostředí VzS je nutné si definovat stávající a plánované prvky v KIS VzS. Z tohoto popisu budou vynechány stávající štábní administrativní systémy a všechny entity vztahující se k pozemním prostředkům a systémům protivzdušné obrany. Po tomto zjednodušení lze mezi základní komunikační a informační systémy VzS zařadit Operational Tactical Command and Control System of Air Force (OTCCSAF) a Complex Integrated Air Traffic Control Support System (CIATCSS). Jejich základní schéma je uvedeno na obr. 2-1.

2.1 Komplexní integrovaný systém zabezpečení řízení letového provozu

Komplexní integrovaný systém zabezpečení řízení letového provozu AČR je tvořen komplexem navzájem provázaných subsystémů, které pokrývají současné požadavky procesů řízení letového provozu AČR v návaznosti na ostatní letový provoz nad územím ČR.



Obr. 2-1: Základní schéma komunikačního a informačního systému VzS se zaměřením na letectvo

Úkoly a charakteristika systému:

- zabezpečuje komplexní činnost (na úrovni oblastní, letištní a koordinační) v před taktické a operační fázi plánování, přehledu o reálné vzdušné situaci, řízení a vyhodnocování letecké činnosti,
- umožňuje distribuci radarových, plánovacích, meteorologických a informačních dat na určená místa ŘLP a velení vzdušných sil AČR,
- poskytuje možnost automatizovaného dálkového sledování stavu letištních systémů, jejich řízení a uchovávání informací o provozním stavu,
- je provozován na různých úrovních a místech ŘLP a velení vzdušných sil AČR.

KIS ZŘLP tvoří entity jejichž analýza je mimo rámec tohoto příspěvku a byla publikována samostatně v [2].

2.2 Operačně taktický systém velení a řízení VzS

OTS VŘ VzS zajišťuje informační podporu činnosti velitelů a štábů při ochraně vzdušného prostoru ČR, zabezpečuje konektivitu a integraci informací od taktických stupňů velení až po operační úroveň. OTS VŘ VzS pro zabezpečení jednotlivých úrovní velení a řízení (míst velení - alianční, národní) využívá následující komponenty: ICC, SEKTOR VS, ACCS LOC1, Informační systémy pro přípravu pilotů (MSS, LETCENTRUM). Systém má on-line vazbu na informační infrastrukturu KIS ZŘLP.
Úkolem OTS VŘ VzS je zpřístupnit aktuální údaje o vzdušné situaci v reálném čase, údaje o stavu sil a prostředků, zbraňových systémů, jejich možnostech a dosažených výsledcích při bojové činnosti. Systém pokryje a zabezpečí potřeby VzS AČR a NATINADS. Komunikačním prostředím OTS VŘ VzS bude síť DANESE. OTS VŘ VzS bude mít implementovány schopnosti výměny informací s OTS VŘ PozS.
V rámci OTS VŘ VzS je průběžně řešena problematika modernizace stávajících informačních a bojových systémů VzS (včetně jejich doplnění o další subsystémy podle požadavků NATO), modernizace a výstavba stacionárních a mobilních míst velení a řízení VzS, připojení aktivních i pasivních senzorů do systému VŘ VzS a implementace identifikačního a navigačního systému NATO.
V oblasti integrace senzorových dat je realizována implementace pasivních sledovacích systémů (PSS), FADR (Fixed Air Defense Radar) a dojde k zahájení postupné integrace MADR (Mobile Air Defense Radar).

Systém velení a řízení ICC (Integrated Command and Control)

Systém ICC poskytuje podporu procesům velení a řízení od úrovně Společné operační středisko letectva CAOC (Combined Air Operations Centre) až do jednotek. ICC tvoří integrované prostředí, které poskytuje management informací a rozhodovací podporu pro operační aktivity letectva na úrovni NATO CAOC v době míru, při cvičeních a v době války. ICC poskytuje funkční podporu pro nejdůležitější funkce velení a řízení letectva na úrovni CAOC, a to především:

- plánování a vydávání úkolů (misí),
- tvorba rozkazu úkolu letectvu (ATO – Air Task Order),
- tvorba zprávy o úkolu letectva (ATM – Air Task Message),
- aktuální operační činnost - aktuální operace.

Systém SEKTOR-VS

Systém zabezpečuje fúzi radarových dat, jejich distribuci a zobrazení vyhodnocené vzdušné situace (RAP - Recognised Air Picture). Dále zajišťuje informační zabezpečení při navedení akčních prostředků vzdušných sil v reálném čase.
Systém SEKTOR-VS je konfigurován jako soubor pracovních a technických stanic typu LETVIS. Mezi hlavní funkce systému patří:

- Tvorba, distribuce a prezentace rozpoznaného obrazu vzdušné situace RAP, jehož základem je zpracování dat z heterogenních zdrojů (PSR, SSR, radiolokační výškoměry, pasivní sledovací systémy, GPS, dotazovače IFF, apod.).
- Zpracování, distribuce a prezentace civilních i vojenských letových plánů a plánů využití vzdušných prostorů.
- Zpracování a zobrazení "raw video" pomocí scanconvertorů.
- Track management podle protokolu LINK 1.

- Generování a distribuce simulovaných cílů.
- Přiřazování identifikačních charakteristik k trackům.
- Sběr a distribuce informací o dislokaci a bojové pohotovosti PLRV, SL a radarových stanovišť.
- Automatizované přidělování cílů, dynamické vyhodnocování stavu vedení bojové činnosti.
- Automatizované navedení stíhače na vzdušný cíl.
- Záznam a rekonstrukce obrazu vzdušné situace, tvorba objektivní dokumentace.
- Řízení dotazovačů IFF a radiolokačních výškoměrů.

LETCENTRUM

Jedná se o dosluhující informační systém letecké základny, který zabezpečuje sběr, zpracování, vyhodnocení a distribuci informací podporujících řízení. V současné době je nahrazován Mission Support System.

Systém pro zabezpečení mise MSS

MSS (Mission Support Systém) komplexně zabezpečuje sběr, vyhodnocování, zpracování a distribuci dat a informací potřebných pro vyhodnocení leteckého výcviku, plánování traťových a navigačních letů a bojových misí s kompletními výpočty. Slouží pro přípravu pilota (naplánování a provedení úkolu – mise). Je určen k:

- zpracování rozkazů na letový úkol (misi),
- podpoře činnosti velitele a pilota při úkolové a předletové přípravě podle platných národních předpisů a zaváděných postupů NATO,
- zpracování zákresu a distribuci taktické situace.

Systém velení a řízení vzdušných sil ACCS

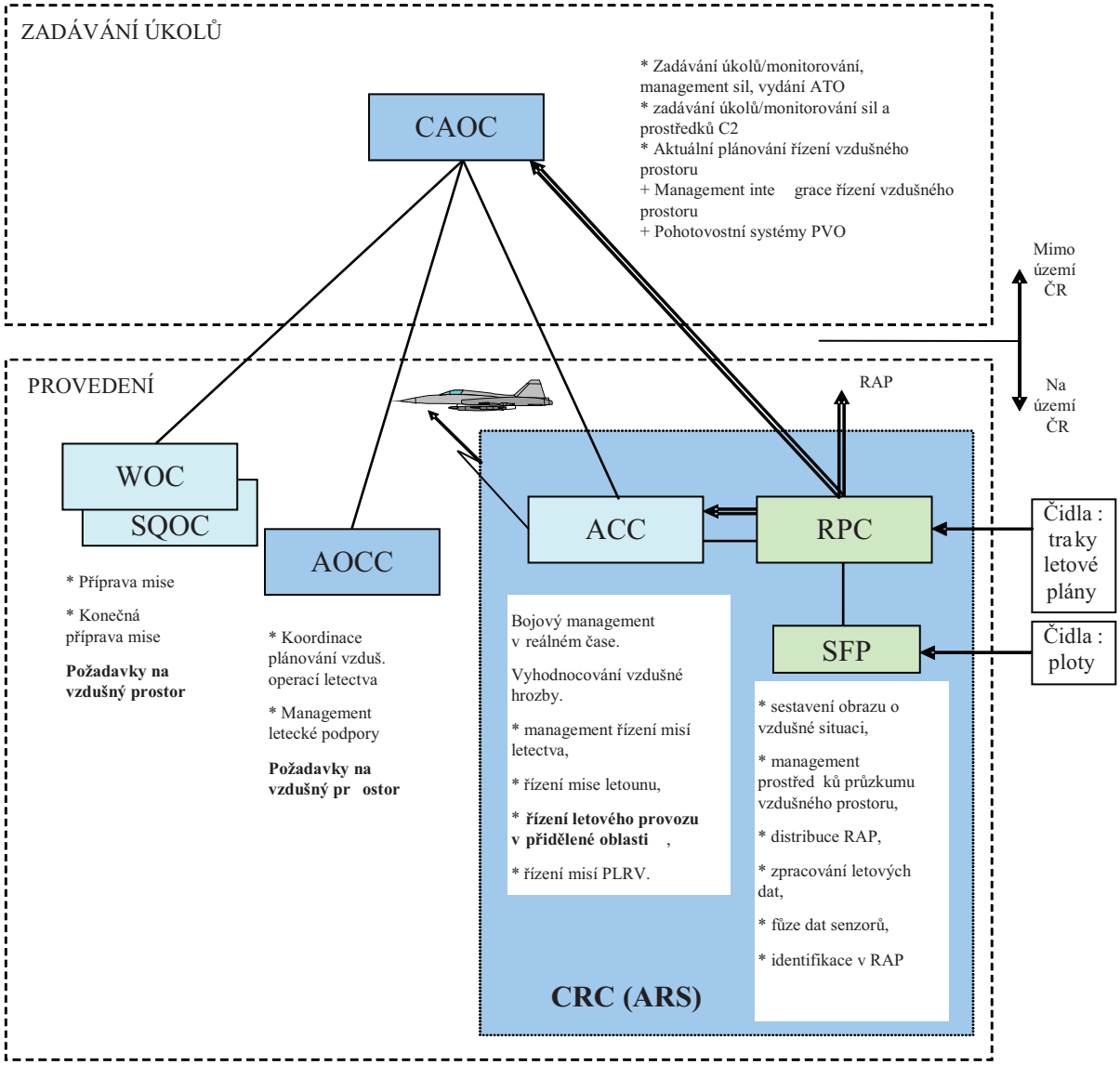
ACCS (Air Command and Control System) je plně integrovaný, automatizovaný systém velení a řízení, podporující komplexní součinnost, plánování, úkolování, výkon a průzkum pro všechny operace vzdušných sil NATO v Evropě. Hlavním úkolem ACCS je účinná integrace průzkumu vzdušného prostoru v době míru, podpora rozhodovacího procesu velení v krizovém období a vedení vojenských operací spojenými silami v době válečného konfliktu. ACCS kromě poskytování managementu vzdušných sil musí zabezpečovat manévr, výměnu informací, interoperabilitu a spojení k odpovídajícím prvkům pozemních sil a národním střediskům velení a řízení.
Systém ACCS je vyvíjen v rámci NATO a po svém dokončení funkčně nahradí systém ICC. Strukturu ACCS vytváří ucelené HW (hardware) a SW (software) celky – entity. Názvy a označení těchto entit jsou převážně shodné s označením míst (středisek) systému C2 NATO.
ACCS se ve svém složení jeví jako soubor těchto entit s různými proměnlivými funkcemi. Schéma základního propojení jednotlivých entit ACCS LOC1 (Air Command and Control System First Level of Operational Capability), jejich vazeb, základních funkcí a produktů je znázorněno na obrázku 2-2. Uvedené schéma vyjadřuje základní principy ACCS a ve své podstatě představuje též základ systému velení a řízení letectva AČR.
ACCS umožňuje centralizované velení a decentralizované realizace pomocí již v míru rozvinutých stacionárních páteřních entit. Část entit včetně forem práce a metodik funguje již v současnosti, i když ještě ne plně na technologii ACCS, ostatní entity jsou postupně vytvářeny a aktivovány.

Mnohonárodní operační středisko vzdušných sil CAOC (Combined Air Operations Centre)

Uskutečňuje taktické velení a taktické řízení nad přidělenými silami a prostředky vzdušných sil. Vydává úkoly vzdušným misím a uskutečňuje koordinaci letectva, pozemního vojska a námořnictva s jinými velitelstvími a agenturami vydávajícími úkoly (jak v rámci NATO tak národní).

Středisko řízení a uvědomování CRC

Úkolem CRC (Control and Reporting Centre) je poskytovat taktické řízení ve vzdušném prostoru silám a prostředkům nadřízeného stupně v rámci NATO a vybraným silám a prostředkům pod národním velením.
V prostředí ACCS je středisko řízení a uvědomování označované zkratkou ARS vytvořenou z počátečních písmen ACC, RPC a SFP. Skládá se ze střediska řízení vzdušných sil (ACC), střediska pro vytváření přehledu o všeobecné vzdušné situaci (RPC) a stanoviště fúze dat (SFP).



Obr. 2-2: Schéma základního propojení jednotlivých entit ACCS LOC1

Středisko řízení vzdušných sil ACC

ACC (Air Control Centre) je entita řízení boje v reálném čase. Vyhodnocuje možnosti vzdušného napadení. Provádí řízení všech typů pilotovaných misí letectva a řízených střel země-vzduch v rámci určeného geografického prostoru. Koordinaci misí umožňuje management řízení (aktuálního plánování) a management využití vzdušného prostoru.

Středisko pro vytváření přehledu o všeobecné vzdušné situaci (RPC)

RPC (Recognized Air Picture Production Centre) vytváří a distribuuje jednotný obraz o všeobecné vzdušné situaci RAP (Recognized Air Picture) v rámci daného geografického prostoru.

Stanoviště fúze dat (SFP)

SFP (Sensor Fusion Post) vytváří místní obraz o vzdušné situaci, který se skládá z dat o místních trasách, slučuje zprávy o cílech a identifikační data z různých senzorů.

Operační středisko pro řízení leteckého křídla (letecké základny) WOC

Wing Operations Centre (WOC) řídí celkově operačně-provozní činnost letecké základny a přípravu zadaných misí. Zabezpečuje nepřetržitou koordinaci mezi leteckou základnou a CAOC, ACC a SQOC (Squadron Operations Centre/ Operační středisko letky). Poskytuje v téměř reálném čase nepřetržité informace o stavu LZ. Zadané mise přiřazuje jednotlivým letkám nebo jednotlivým letounům a doplňuje je dodatečnými informacemi.

Operační středisko letky SQOC

Zabezpečuje nepřetržitou koordinaci s operačním střediskem letecké základny. Řídí a zabezpečuje konečnou přípravu misí a jejich včasné provedení (rozkazy o úkolu letectva jsou převedeny do plánu mise s dostatečnou podrobností pro kvalitní přípravu letových osádek). Provádí prvotní vyhodnocení splnění úkolů misí. Rozvinutelná verze SQOCu je DSQOC (Deployable Squadron Operation Centre).

Operační středisko pro koordinaci činností vzdušných sil AOCC

AOCC (Air Operations Coordination Centre) je obvykle rozmístěno s polním velitelstvím pozemního vojska a provádí koordinaci plánování letectva a management letecké podpory.

3 Závěr- komunikační koncepce ACCS v NEC

Komunikační struktura ACCS pro výměnu informací s dalšími entitami a vnějšími veleními a agenturami je poskytována vlastními státy. NATO poskytuje komunikační prostředky pro rozvinutelné prvky DAC (Deployable ACCS Component), spojení od CAOC výše, sub-elementy vnitřních ACCS komunikací na stanovišti a též zabezpečuje spojení přes hranice. Stanoviště ACCS zahrnují kapacity pro vnitřní komunikace a interface pro získání přístupu do vnějších komunikačních prostředků.
Vzdušné síly (útočné i obranné) požadují výměnu hlasových a datových informací v reálném čase mezi rozličnými komponentami. Tento tok a taktické řízení musí být co nejvíce kompletní a musí pokračovat i když střední úrovně budou vyřazeny z boje. Toto vyžaduje komunikace, které jsou spolehlivé, schopné přežít údery a odolné vůči prostředkům elektromagnetického boje. Systém musí mít dostatečnou kapacitu dat, účastnickou kapacitu, přesnost, odolnost proti přetížení, bezpečnost informací, flexibilitu přístupu a organizace sítě, tak aby dovolil všem účastníkům provádět jejich mise v rámci požadovaného času. ACCS musí mít schopnost komunikovat s letadly, která jsou uvnitř obálky všech jejich přehledových senzorů.

Literatura

[1] Ministerstvo obrany. Sekce komunikačních a informačních systémů. Strategie budování Network Enabled Capability v ozbrojených silách ČR. Praha : 2007

[2] VAŠEK, M. - JEŘÁBEK, J.: Potential interoperability Complex Integrated ATC Support System in NEC environment. In: Military Communications and Information Systems Conference MCC 2009 (Česká republika), 2009, p. 1-5. ISBN 978-80-7231-678-6

[3] DŽUNDA, M., HUMEŇANSKÝ, V.: Accuracy of relative navigation in automated systems of data communication. In: Advances in Marine Navigation and Safety of Sea Transportation : TransNav'2007 : 7th International Navigational Symposium : 20-22 June 2007, Gdynia. Gdynia : Maritime University, 2007. p. 451-453. ISBN 978-83-7421-018-8.

Dedikace

Článek byl vypracován za podpory udělené UO Ministerstvem obrany České republiky (Výzkumný záměr č. MO0FVT 0000403)

Využitelnost informací z KIS ZŘLP v prostředí NEC

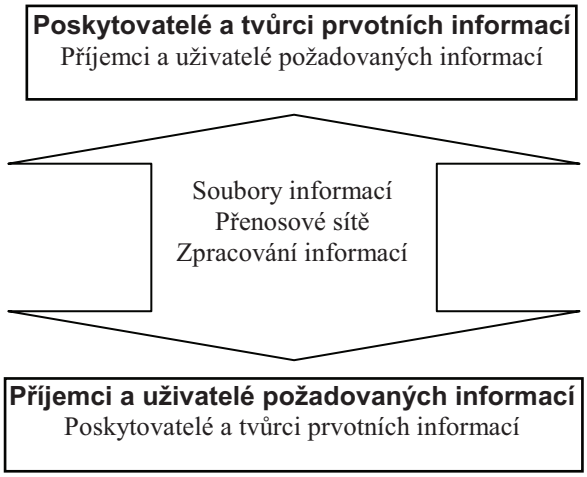
Ing. Jaroslav Jeřábek, Ph.D., Ing. Milan Vašek, Ph.D.
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: jaroslav.jerabek@unob.cz , tel.:+420-973-445-226,
email: milan.vasek@unob.cz tel.: +420-973-445-233

Resumé:

V článku jsou uvedeny možnosti využití informací poskytovaných hlavními subsystémy Komplexního integrovaného systému zabezpečení řízení letového provozu AČR (KIS ZŘLP) pro operační použití v NEC. Řídící činnost subjektů velení a řízení je informačně komunikačním procesem, který musí být komplexně řešen. Uplatnění informací z KIS ZŘLP v prostředí NEC nezávisí ani tak na technickém řešení, jak na jejich systémovém a operačním využitím. Do integrovaného prostředí NEC je možné zahrnut jak zdroje informací (senzory), tak výstupy z informačních podsystémů. Důležitou roli z hlediska nabídky informací pro NEC může mít Letecký vizuální informační systém (LETVIS) a jeho podsystém LEDIS.

1 Úvod

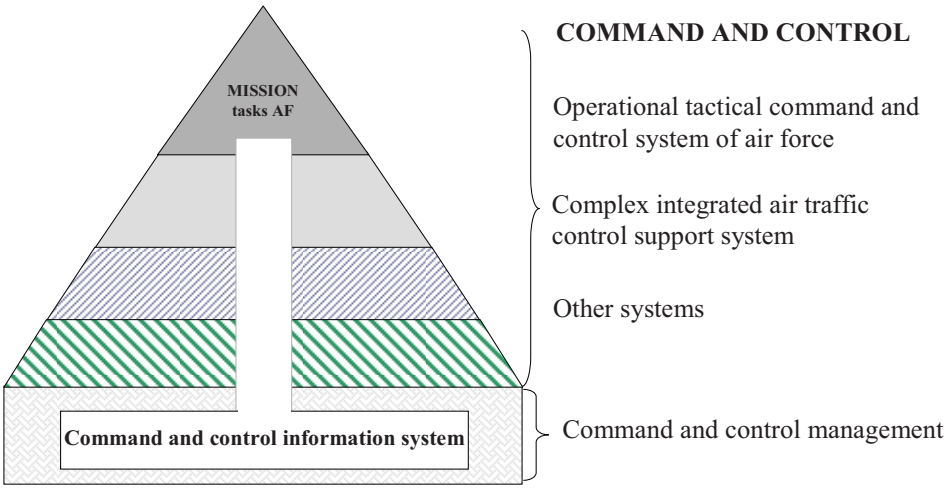
Základním nástrojem i prostředkem k realizaci velení a řízení (řešení řídících problémů, rozhodování a realizace rozhodnutí) je komunikační proces. Obecně lze konstatovat, že “Velení” - popisuje pravomoc k vedení a koordinaci vojenské síly, zatímco “Řízení” - odpovědnost za realizaci rozkazů, nebo příkazů v pravomoci velitelů. Komunikace je realizována prostřednictvím komunikační struktury (obr. 1). Komunikační struktura v procesu velení a řízení má vertikální a horizontální rozměr.



Obr. 1 Základní schéma komunikační struktury

Při integraci jakéhokoliv subsystému do prostředí NEC se neobejdeme bez systémového přístupu (systems approach). Cílem teorie systémového přístupu je teoreticky popsat systém, zobecnit poznatky o jeho prvcích a strukturálních vazbách a na tomto základě vypracovat pojmový aparát a metodologické principy pro teoretický výzkum nebo řídící činnost.

Systém představuje jednotně uspořádaný celek složený z prvků a jejich vzájemných vazeb, jehož vlastnosti se liší od sumy vlastností jeho jednotlivých prvků. Pro systém je charakteristická celistvost, strukturnost, hierarchičnost, funkčnost a vazby s okolím.
Informační systém velení a řízení (Command and Control Information System) je řešen jako integrovaný systém (zahrnující doktrínu, postupy, organizační strukturu, osoby, technická zařízení a komunikační prostředky), poskytující velitelům na všech stupních dostatečné a včasné informace pro plánování, realizaci a řízení jejich činností (obr. 2).



Obr. 2 Informační systém velení a řízení

Kvalita velení a řízení je jedním z rozhodujících faktorů úspěšnosti všech činností VzS. Řídící činnost subjektů velení a řízení je informačně komunikačním procesem, který musí být systémově (komplexně) řešen. V praxi tomu tak není, což bývá příčinou většiny problémů při tvorbě informačních systémů (podsystémů) VzS a jejich zapojování do prostředí NEC. Pokud není přesně vymezena věcná náplň procesu velení a řízení, řeší se převážně jen jeho „podpora“, nabízí se otázka: podpora čeho?
Z tohoto důvodu je nezbytné v rámci NEC vyvinout vhodné koncepce a operační postupy, které musí být testovány, prakticky ověřeny a vyhodnoceny. Dále je nutné stanovit požadavky pro rozvoj budoucích technologií a vývoj moderních a inovačních řešení v rámci obranného plánování s využitím obranného výzkumu. K tvorbě architektur prostředí NEC je třeba přistupovat ze tří základních pohledů: operačního, systémového a technického. Jak vyplývá z výše uvedeného, základem při tvorbě systému NEC je propojování nezávislých složek do větších celků. Vytváří se nový systém integrací původních systémů se současným rozvojem nových složek systému s cílem dosáhnout nové vyšší úrovně funkcionality.
K vybudování integrovaného prostředí NEC mají být podle [1] v maximální míře využity stávající a plánované komunikační a informační systémy. Jedná se především o vybudovanou a modernizovanou komunikační infrastrukturu tvořenou současnými informačními systémy resortu MO, do které patří: integrační projekt Průřezového informačního systému MO (PRIS MO), operačně taktický systém velení a řízení pozemních sil (OTS VŘ PozS) a komunikační informační systémy vzdušných sil (KIS VzS).
Mezi základní komunikační a informační systémy VzS řadíme Operačně taktický systém velení a řízení VzS (Operational Tactical Command and Control System of Air Force) a Komplexní integrovaný systém zabezpečení řízení letového provozu (Complex Integrated Air Traffic Control Support System).
Analýza OTS VŘ VzS a KIS ZŘLP je mimo rámec tohoto příspěvku a byla publikována samostatně v [2] a [3].

2 Využitelnost informací z KIS ZŘLP v prostředí NEC

Komplexní integrovaný systém zabezpečení řízení letového provozu AČR je tvořen souborem navzájem provázaných subsystémů, které pokrývají současné požadavky procesů řízení letového provozu AČR v návaznosti na ostatní letový provoz nad územím ČR. KIS ZŘLP je složitý hybridní systém, který je složen z jednotlivých subsystémů navzájem odlišných svým určením, softwarem a zpracováním informací. KIS ZŘLP zpracovává a poskytuje velké množství informací nutných pro řízení letového provozu. Mezi hlavní informace systému patří:

- radarové informace,
- letové plány,
- meteorologické informace,
- informace o využívání vzdušného prostoru,
- informace o způsobilosti letišť a provozuschopnosti prostředků LRNS,
- informace letecké informační služby.

Jednou z požadované hlavní schopnosti NEC je dostupnost informací založená na uživatelském přístupu, manipulaci a výměně relevantních informací různého stupně utajení napříč stupni velení a organizačními hierarchiemi, v místech dislokace i v prostorech operačního nasazení, v národním i koaličním prostředí. Uplatnění informací z KIS ZŘLP v prostředí NEC nezávisí ani tak na technickém řešení, jak na jejich systémovém a operačním využitím. Do integrovaného prostředí NEC je možné zahrnut jak zdroje informací (senzory), tak výstupy z informačních podsystémů. Z hlediska nabídky informací pro NEC může mít důležitou roli Letecký vizuální informační systém (LETVIS) se svým podsystémem LEDIS. Obecně může LETVIS poskytnout:

- přehledové informace (civilní systémový track ze systému ARTAS, vojenský systémový track ze systému LETVIS ŘLP, lokální systémové tracky z jednotlivých leteckých základen a ploty z civilních oblastních a vojenských letištních radarů),
- civilní a vojenské letové plány a zprávy s nimi související,
- plány využití vzdušného prostoru v textové a mapové podobě,
- meteorologické informace,
- informace letecké informační služby (NOTAMy, mapy, listinné informace MILAIP),
- informace o kmitočtech, omezených prostorech, letadlech, letištích atd.

Z výše uvedeného přehledu informací se jeví, pro proces velení a řízení, jako užitečný přístup k meteorologickým informacím systému LEDIS. Meteorologická data jsou získávána z povětrnostního ústředí AČR. Znalost stavu počasí a předpovědí jsou v plánování bojové činnosti velmi užitečnou informací. Velitelé je mohou použít při plánování jak leteckých operací (misí), tak k plánování a řízení letecké podpory pozemních operací. K vytvoření příslušného pohledu operačního a systémového je nutné znát o tomto systému alespoň základní informace.

2.1 Informační a meteorologický podsystém LEDIS

LEDIS je informační a meteorologický podsystém určený pro shromažďování, zpracování a distribuci dynamických a statických informací. Pro uživatele jsou k dispozici:

- zprávy o stavu a průběhu počasí na jednotlivých meteorologických či letištních stanicích na území České republiky, popř. na území celé Evropy. Dále jsou zobrazovány výstrahy a předpovědi, tlak QNH z více oblastí a aktuální radarové informace o stavu oblačnosti. Podsystém umožňuje příjem a zobrazení informací typu NOTAM, a zpracování podkladů pro vydání NOTAM.

- informace o kmitočtech, omezených prostorech, významných bodech a souřadnicích, východech a západech slunce, letadlech, letištích a nouzových postupech, informace z MIL AIP apod.

Základními prvky podsystému LEDIS jsou:

- LEDIS server, který je hlavním serverem celého podsystému. Zabezpečuje vstup dat do podsystému, provádí vstupní syntaktické a sémantické kontroly včetně dekódování zpráv. Ukládá meteorologická data a radarová data z meteorologických radarů do databáze.
- Stanice LEDIS WS. V textové nebo grafické podobě prezentují koncovému uživateli zpracovaná data.

Systém zpracovává a zobrazuje následující meteorologické zprávy:

- zprávy typu METAR, SPECI, TAF a SYNOB,
- zprávy typu text (předpovědi, výstrahy) a QNH tlak,
- zprávy meteorologického multiradaru a ostatních meteorologických radarů,
- animované snímky oblačnosti nad střední Evropou (formáty gif, tif).

Specifikace meteorologických zpráv

METAR (Meteorological Aerodrome Report) - pravidelná letecká meteorologická zpráva (vydávaná v leteckém meteorologickém kódu) o podmínkách na daném letišti. Zprávy METAR se vytvářejí v meteorologických stanicích umístěných na letištích (manuálně nebo automaticky). Vydávají se obvykle jednou za hodinu, na frekventovaných letištích dvakrát za hodinu, pravidelný termín je vždy celá hodina resp. půlhodina. Pokud v mezidobí dojde k výrazné změně počasí, vydává se zvláštní zpráva označovaná jako SPECI, která se kóduje podle stejných pravidel.

SPECI (Aviation selected special weather report) - zvláštní letecká meteorologická zpráva (vydávaná v leteckém meteorologickém kódu),

TAF (Terminal Aerodrome Forecast) - letištní předpověď počasí (vydávaná v leteckém meteorologickém kódu).

SYNOP (Report of surface weather observation from a land station) - zpráva o přízemních meteorologických pozorováních z pozemní stanice.

Prezentace meteorologických informací v systému LEDIS

Informace o počasí je v pracovních stanicích systému prezentována formou tabulek, panelů a mapových oken (viz obrázek 3).

Tabulky počasí, slouží pro přehlednou informaci o počasí na stanicích seskupených do skupin (obvykle podle zeměpisné polohy). Skupiny lze libovolně přepínat. Obvykle je definováno sedm skupin (Česká republika, Střední Evropa, Evropa, Německo, Polsko, Slovensko a Rakousko. Zvolením stanice se zobrazí lokální počasí na stanici.

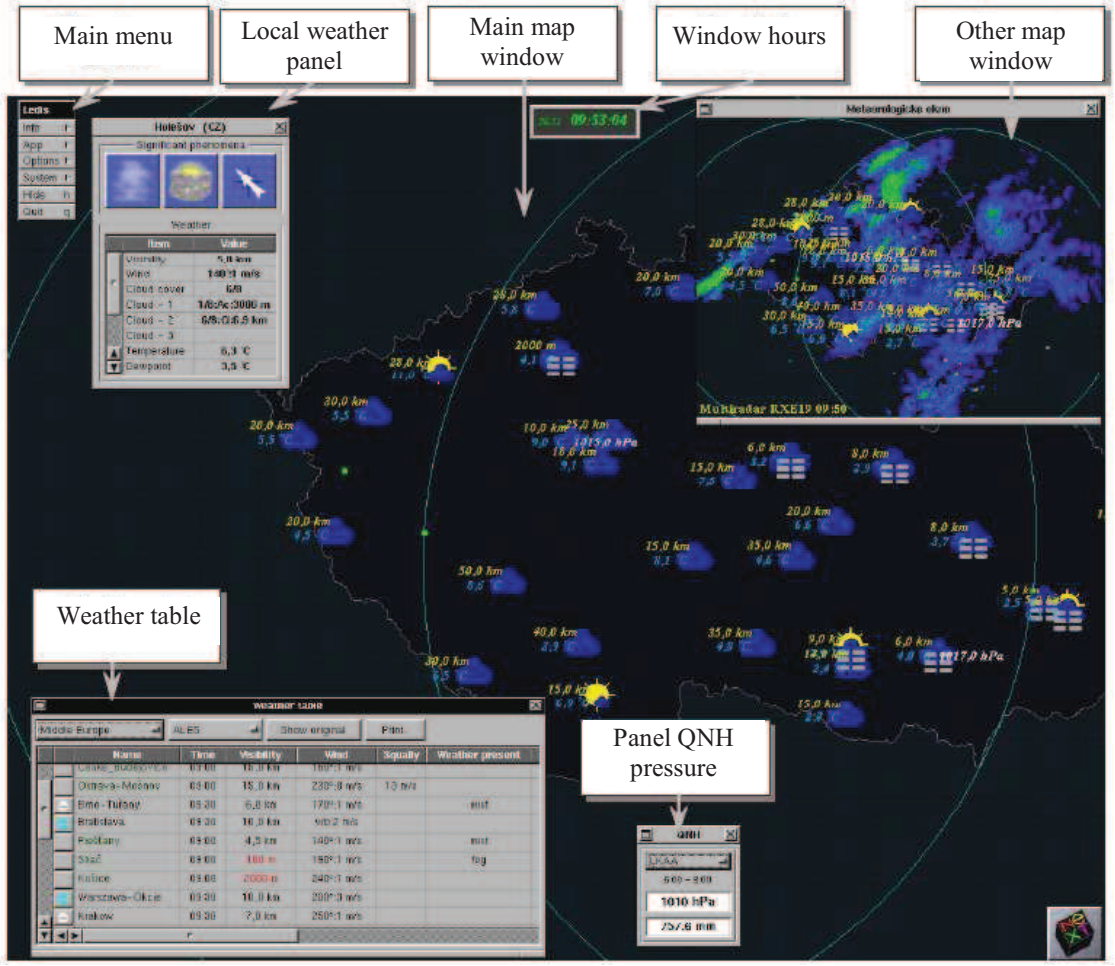
Předpovědi, výstrahy, informace spojené s oblastním tlakem QNH a další textové meteorologické informace jsou zobrazovány v samostatných panelech.

Mapová okna

Mimo hlavního mapového okna lze současně používat až 7 mapových oken. V každém mapovém okně lze v různých modifikacích zobrazit meteorologické informace a radarové informace.

Radarová animace umožňuje uživateli sledovat vývoj oblačnosti během několika posledních hodin. Je možné zobrazit snímek střední Evropy s radarovou informací složenou z několika

meteorologických radarů. V oknech se dají pro zvolenou skupinu meteorologických stanic zobrazit základní informace o počasí. Informace o počasí je automaticky ukládána po dobu 7 dní do archivu systému, z něhož je možné zpětně zobrazit počasí pro zvolený den a čas.



Obr. 3 Grafické prostředí LEDIS

3 Datová strategie NEC

V rámci urychlení a ulehčení vývoje a implementace jednotlivých částí NEC vydalo NATO k realizaci NEC doporučení, ve kterém se jedná zejména o zavedení architektury orientované na služby SOA (Service Oriented Architecture).

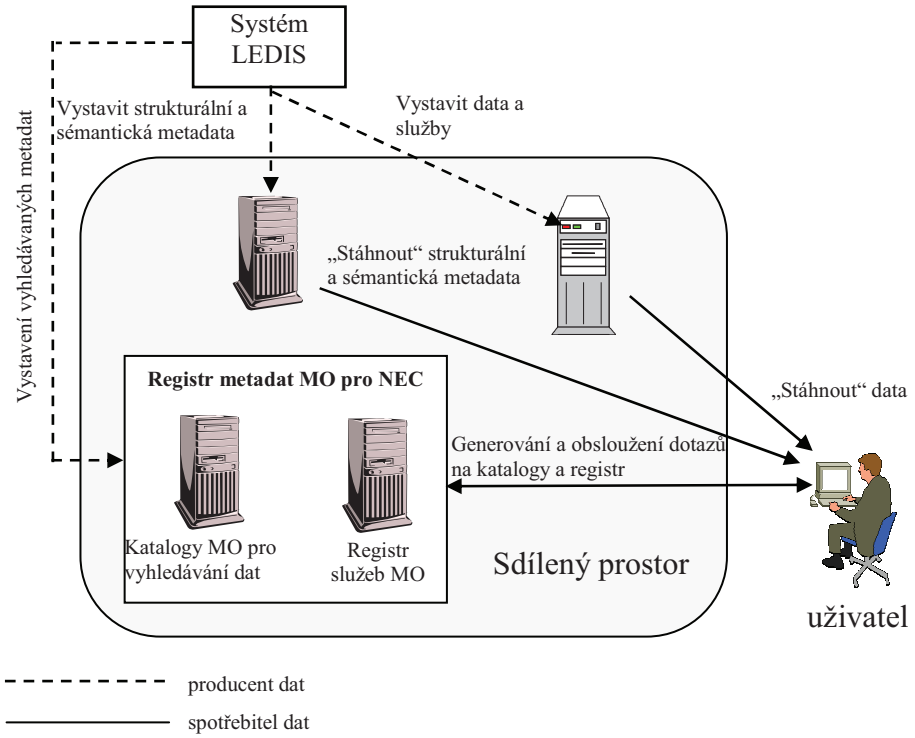
SOA můžeme definovat jako: „Architekturu orientovanou na služby tvořenou množinou komponent, které mohou být volány a jejichž popis rozhraní může být přístupný přes nějaké veřejné rozhraní ostatním aplikacím“

Na architekturu orientovanou na služby se můžeme dívat z pohledu uživatele nebo poskytovatele služby. Hlavními znaky této architektury jsou:

- uživatel je odstíněn od implementačních a provozních detailů dané služby,
- služba je dostupná komukoliv (podle přístupových práv),
- použití služby nevyžaduje pro uživatele instalaci žádného nového hardwaru či softwaru, vše běží na straně poskytovatele služby,

- jedna služba může být využita více uživateli,
- jeden uživatel může využívat více služeb a to i od různých poskytovatelů.

Použití architektury SOA usnadňuje sdílení aplikací a dat a zajišťuje pružný mechanizmus pro opakované využívání existujících služeb, a to i pro vyvinutí nových informačních služeb s přidanou hodnotou.
Hlavním cílem přístupu založeného na SOA je učinění informačních zdrojů a aplikací dostupnými pro všechny oprávněné uživatele systémů integrovaného prostředí NEC a podpora efektivního vyhledání a rychlého doručení informací uživateli.
V případě využití architektury SOA se volně vázané systémy navzájem "vidí" jako služby, které jsou v rámci „supersystému“ volným způsobem synchronizované. Implementace SOA umožní, aby jakýkoli národní subsystém byl chápán jako autonomní systém. Specifické služby jsou zajišťovány na základě implementace standardizovaného rozhraní služeb v definovaných bodech pro interoperabilitu služeb (tzv. SIOP – Service InterOperability Point) na hranicích mezi jednotlivými autonomními systémy.
Pokud jde o oblast dat je v prostředí NEC hlavní to, že správná, přesná a včasná data umožní efektivní rozhodování orgánů velení. Za data lze v této souvislosti považovat všechny datové komplety, jako jsou systémové soubory, dokumenty, databáze, elektronické záznamy, obrazy, zvukové soubory, webové stránky apod. K tomu se váží i služby pro přístup k datům. Jedním z cílů v koncepci NEC je zaplnit síť všemi potřebnými relevantními daty (zprávami, jinými daty než zprávy, surovými i zpracovanými daty).
Jednotnost formy dat a reprezentace informací umožní implementovat základní princip SOA a to princip "publish-subscribe". Zde strana „publish“ poskytuje informace do centrálního registru služeb a strana „subscribe“ - uživatelé a aplikace mají okamžitý přístup k datům poslaným do sítě bez zpoždění vyvolaného zpracováním nebo distribucí – viz obr. 4.



Obr. 4 Znázornění sdíleného datového prostoru

Viditelnost dat

Uživatelé a aplikace mohou zjišťovat existenci datových kompletů pomocí katalogů, registrů a jiných vyhledávacích služeb. Všechny datové komplety jsou avizovány a „učiněny viditelnými“ na základě zajištění metadat popisujících komplet.

Přístupnost dat

Uživatelé a aplikace budou posílat data do „sdíleného prostoru“. Posílání dat znamená, že:

a) budou zajišťovány popisné informace o datovém kompletu (metadata) pro katalog, který bude viditelný v datových sítích resortu MO.
b) data budou ukládána tak, že k nim uživatelé a aplikace v rámci resortu MO budou mít přístup. Datové komplety budou přístupné pro každého uživatele a aplikaci s výjimkou omezení daných doktrinálními aspekty, pravidly a bezpečnostní politikou.

4 Závěr

Cílem článku je informovat odbornou veřejnost o možnosti využitelnosti informací produkovaných KIS ZŘLP pro prostředí NEC. Je dáno na zvážení tvůrcům koncepcí a operačních postupů zda pro informace ze systémů LETVIS, LEDIS najdou v prostředí NEC jejich využití a jestli je účelné v budoucnosti integrovat (neintegrovat) KIS ZŘLP do NEC.

Literatura

[1] Ministerstvo obrany. Sekce komunikačních a informačních systémů. *Strategie budování Network Enabled Capability v ozbrojených silách ČR*. Praha : 2007.

[2] JEŘÁBEK, J - VAŠEK, M.: Potential interoperability Complex Integrated ATC Support System in NEC environment. *In: Military Communications and Information Systems Conference MCC 2009* (Česká republika), 2009, p. 1-5. ISBN 978-80-7231-678-6.

[3] JEŘÁBEK, J - VAŠEK, M.: Interoperability of the Czech Air Force Operational Tactical Command and Control System in NEC environment. *In: International conference on military technologies, 2010* (Slovenská republika), 2010.

[4] DŽUNDA, M., HUMEŇANSKÝ, V.: Accuracy of relative navigation in automated systems of data communication. *In: Advances in Marine Navigation and Safety of Sea Transportation : TransNav'2007 : 7th International Navigational Symposium* : 20-22 June 2007, Gdynia. Gdynia : Maritime University, 2007. p. 451-453. ISBN 978-83-7421-018-8.

Dedikace

Článek byl vypracován za podpory udělené UO Ministerstvem obrany České republiky (Výzkumný záměr č. MO0FVT 0000403)

Pasivní radiolokátor pro sledování jednoho cíle

Ing. Martin Kaczur
Ministerstvo obrany, VZ 5847
email: martin.kaczur@gmail.com, tel.: +420-605-725-214

Resumé:

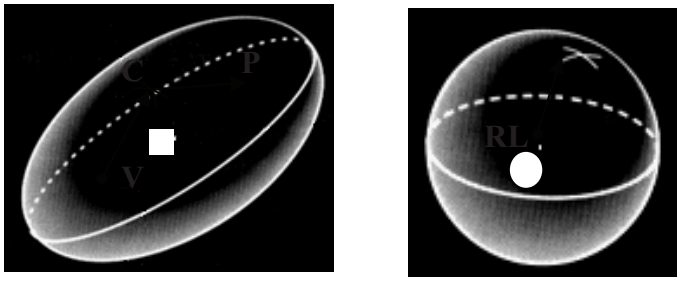
Tato práce je zaměřena do oblasti pasivní radiolokace a její využití především v oblasti sledovacích radiolokátorů, které jsou ve světě hojně využívány. Práce se zabývá jak teoretickou tak i koncepčně realizační oblastí s provedením ověřovacích principiálních měření. Samotné sledování je prováděno vícesvazkovým anténním systémem vytvořeným Butlerovou maticí.

1 Principy pasivního sledovacího radiolokátoru

Oblast pasivní radiolokace má v principu dvě základní řešení určení polohy cíle. Multistatický pasivní radiolokátor a bistatický radiolokátor s nekooperujícím vysílačem. Jelikož je tato práce svázaná s praktickou realizací, je první varianta, oproti druhé, technicky velice náročná. Dále se nabízí jen a pouze možnost druhá a tou je bistatický radiolokátor s nekooperujícím vysílačem.

1.1 Určení polohy cíle metodami pasivní radiolokace

Stejně jako v případě klasického monopozičního radiolokátoru je poloha cíle bistatickým radiolokátorem určována na základě měření časového zpoždění přijatého signálu a znalosti úhlu natočení antén. V bistatické radiolokaci je časové zpoždění přijatého signálu úměrné vzdálenosti vysílač – cíl – přijímač a jeho konstantní hodnoty tvoří, v 3D prostoru, povrch elipsoidu (obr. 1a), v jehož ohniscích jsou umístěny vysílač a přijímač. Je zřejmé, že v případě monopozičního radiolokátoru tvoří body konstantního zpoždění povrch koule (obr. 1b). Poloha cíle je pak určena průsečíkem směrové vyzařovací charakteristiky antény (změřením azimutu a elevace) a daného elipsoidu.



a) Elipsoid b) Koule

Obr.1. Zobrazení konstantních vzdáleností cíle v 3D prostoru [2]

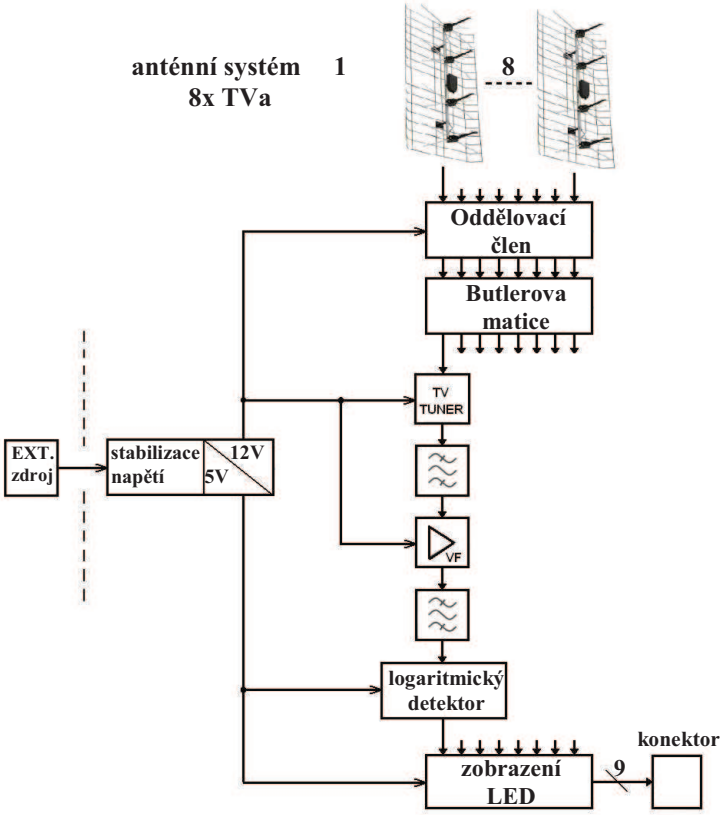
Legenda: V – vysílač BRL, P – přijímač BRL, RL – monopoziční radiolokátor, C – cíl

Při praktických realizacích, v případě kooperujícího vysílače, se zpravidla využívá změřených úhlových parametrů vysílací antény, protože je možné tuto anténu snadno realizovat tak, aby měla úzkou směrovou vyzařovací charakteristikou pro zajištění dostatečné úhlové rozlišovací

schopnosti. Přijímací anténa je zpravidla konstruována jako anténní fázovaná soustava pro zabezpečení tzv. sledování vysílaných impulsů.

1.2 Část pro detekci cíle při průletu stanoveným prostorem

Postup návrhu, který jsme zvolili, spočívá v jednoduchosti, praktičnosti a účelnosti za co nejmenších pořizovacích nákladů. Následující obrázek uvádí blokové schéma konkrétní realizace.



Obr.2. Finální podoba blokového schéma pasivního radiolokátoru

1.3 Definování zájmového prostoru vícesvazkovým anténním systémem

Vzhledem k použité vlnové délce (0,52m) byly použity televizní antény typu TVa. Při sestavení anténní fázované soustavy z těchto antén, není možný mechanický přehled touto soustavou. Proto byla vytvořena vícesvazková anténní charakteristika, která definuje střežení zájmového prostoru, bez nutnosti pohybu anténní soustavou. Tvorba vícesvazkové anténní soustavy je možná těmito metodami:

- Rotmanova čočka
- Systém s pevným fázovým posunem pomocí vysokofrekvenčního vedení [1]
- Butlerova Matice

Abychom dosáhli žádaného tvaru anténní charakteristiky, použili jsme jednu ze tří možností tj. Butlerovu matici (obr. 3.) a to především pro její snadnou realizovatelnost.
Základní architektura Butlerovy matice 8x8, byla poprvé publikována již v roce 1960. Konfigurace matice obsahuje 20 pasivních elementů (12 hybridních členů 180° - H a 8 fázových posouvačů - F) pomocí nichž se z každého vstupu vytvoří v apertuře rovinná vlna, která je natočena o určitý úhel vůči řadě zářičů. Tak se pro každý vstup vytvoří anténní

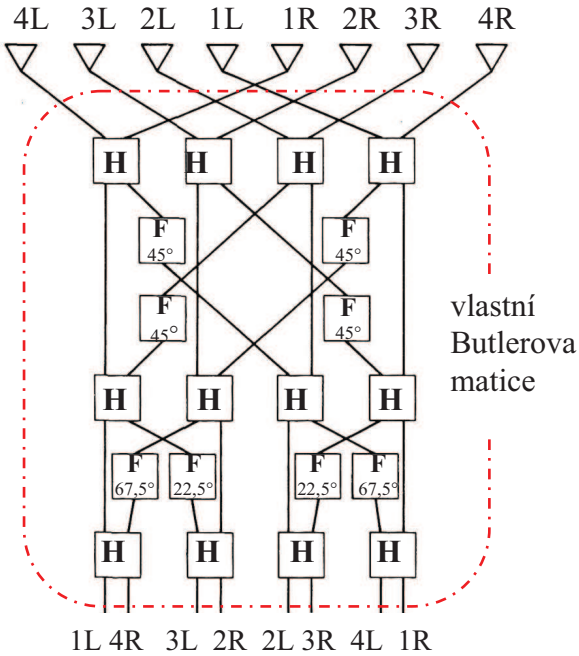
charakteristika pod jiným úhlem. Tento systém využívá vlastních anténních diagramů a architekturu formující tyto diagramy do výsledné anténní charakteristiky celého systému. Standardní Butlerova matice je systém *MxM,* kde *M* je počet vstupních/výstupních portů. Tento počet je dán binární hodnotou 2^n, kde n je celé číslo. Počet hybridních členů je dán vztahem:

$$\text{počet } H = \frac{M}{2} . \log_2 M \tag{1}$$

a pro počet fázových posouvačů platí:

$$\text{počet } F = \frac{M}{2} . (\log_2 M - 1). \tag{2}$$

Po dosazení za neznámou *M* číslo 8, získáme výsledky: *H* = 12 a *F* = 8. Výsledné charakteristiky Butlerovy matice mohou mít několik podob, které jsou závislé pouze na rozložení výstupních prvků.



Obr.3. Základní architektura 8x8 Butlerovy matice [3]

Samotná matice je složena pouze z hybridních členů a fázových posouvačů.
Jednou z možností pro definovaný fázový posun je použít samostatný blok fázového posouvače, který je zbytečně komplikovaný. Jelikož pracujeme pouze s jediným kmitočtem a fázové posuny v Butlerově matici jsou neměnné, je velmi snadné vytvořit žádaný fázový posun definovanou délkou vf vedení.
Pro tyto účely bylo použito koaxiální vf vedení s označením VBPAM 50-1,5, firmy Kablo elektro, Vrchlabí. Koeficient zkrácení (k_{zk}) dle katalogu je 0,66. Naměřili jsme zkušební vzorek Δl = 10cm, na zájmovém kmitočtu f = 575MHz, který vykazoval fázové zpoždění $\Delta\varphi$ = 102,5°. Pro námi použitou vlnovou délku λ = 0,522m, je vypočtený koeficient zkrácení

koaxiálního vedení k_{zk} = 0,67. V tabulce 1. jsou fázové posuny, které vychází ze základní struktury Butlerovy matice.

požadované fázové zpoždění [°]	délka vedení [m]
22,5	0,033
45	0,065
67,5	0,098

Tab.1. Potřebné délky koaxiálních vedení

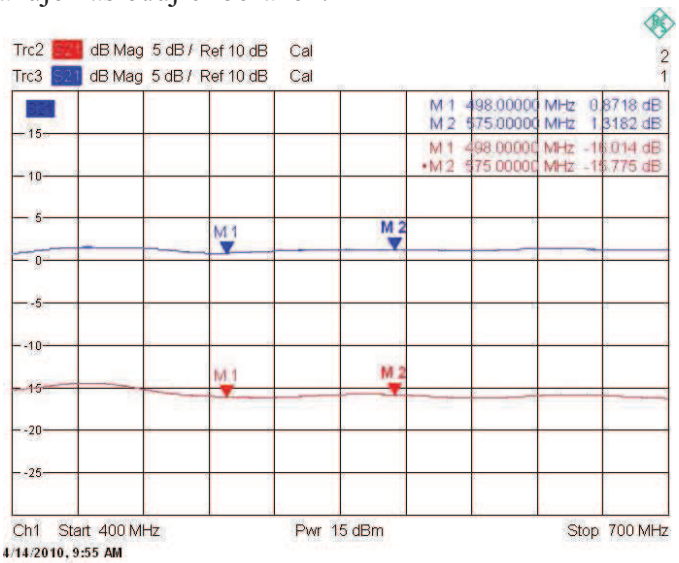
Dalšími a posledními členy, které tvoří strukturu Butlerovy matice, jsou hybridní 180° členy, někdy nazývané také suma/delta členy (Σ/Δ členy). Přenosové vlastnosti hybridního 180° členu vychází z vhodné rozptylové matice.

$$s = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

Výše uvedená matice je rozptylovou maticí magického T [4], které také můžeme nazvat hybridní 180° člen, jelikož vykazuje stejné přenosové vlastnosti. Z této znalosti lze odvodit několik způsobů, jak vytvořit hybridní 180° člen, ovšem ne každá varianta na kmitočtu 575MHz vykazuje vhodné parametry. Byly vyrobeny a proměřeny tyto typy hybridních členů:

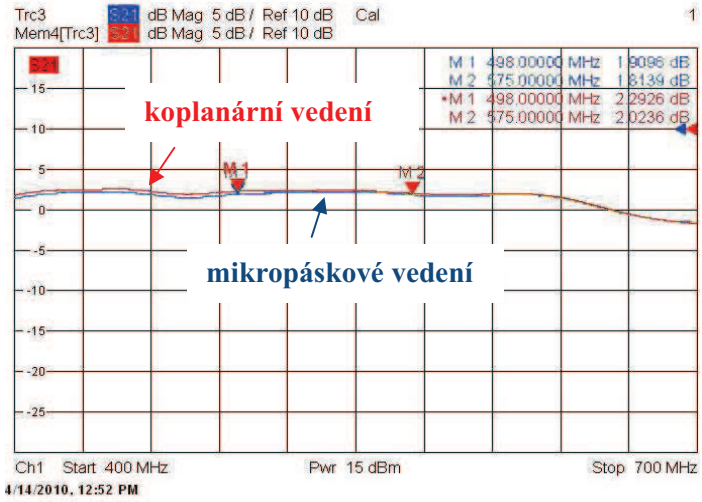
- Hybridní 180°člen z koaxiálního vedení
- Hybridní 180°člen jako planární vedení (mikropáskové, koplanární vedení)

Velmi netradičním způsobem, jak dosáhnout čtyřbranu s přenosovými vlastnostmi magického T, je použití koaxiálního vedení a feritových toroidů vhodného materiálu (např. Feritový toroid AMIDON, hmota 67). Výsledné přenosové charakteristiky takto vytvořeného hybridního členu ukazuje následující obrázek.

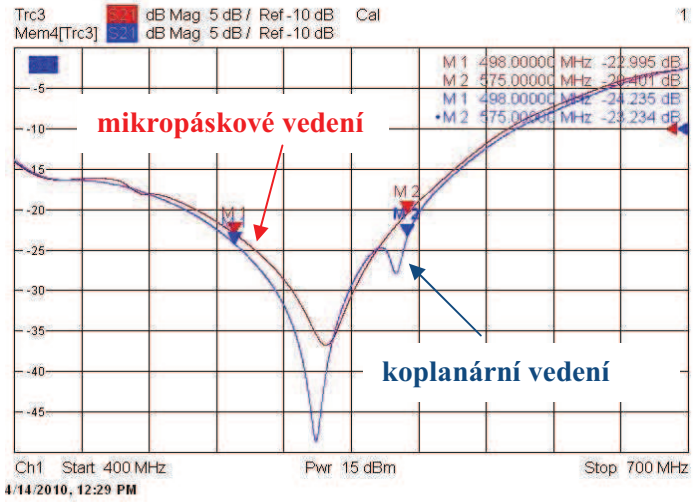


Obr.4. Záznam měření přenosové charakteristiky - výstup SUMA a DELTA

Velkou předností tohoto hybridního členu je širokopásmový provoz přibližně do 1GHz. Nevýhodami jsou především velký přenosový útlum a komplikovaná výroba.
Další možností, jak zkonstruovat hybridní člen Σ/Δ, je použít planární metodu výroby. Tato metoda je známá v souvislosti s výrobou plošných spojů a vyznačuje se především svou přesností a možností jednoduché sériové výroby. Pokud bychom použili tuto techniku, máme na výběr ze dvou možných variant: Mikropáskové a koplanární vedení. Koplanární vedení má oproti mikropáskovému výhodu ve větší uzavřenosti elektromagnetické vlny vůči okolí, a proto není toto vedení natolik citlivé. Pro výpočty potřebných rozměrů vedení byl použit simulační program AppCAD, který při výpočtech zahrnuje veškeré údaje (tloušťka a permitivita dielektrického substrátu, tloušťka měděné vrstvy, atd.). Samotný návrh jsme provedli v programu Eagle.



Obr.5. Záznam přenosových charakteristik – výstup SUM A



Obr. 6. Záznam přenosových charakteristik – výstup DELTA

Z předešlých metod nabízí koplanární hybridní člen nejlepší výsledky, až na silnou kmitočtovou závislost, kterou koaxiální hybridní člen nemá. Butlerova matice je tedy složena s dvanácti hybridních členů koplanární struktury, které jsou navzájem propojeny koaxiálním vedením definované délky. Z důvodu velkých rozměrů hybridního členu (10x10cm) jsme rozdělili realizační řešení Butlerovi matice do struktury o třech vrstvách.

	výstupní porty							
vstupní porty	**1**	**2**	**3**	**4**	**5**	**6**	**7**	**8**
1	-12,28	-10,92	-10,62	-11,12	-12,96	-12,21	-11,38	-12,28
2	-12,04	-12,09	-12,2	-11,38	-11,44	-10,82	-10,46	-12,04
3	-10,98	-11,18	-11,7	-10,2	-11,72	-11,07	-11,92	-10,98
4	-11,97	-11,66	-13,3	-12,2	-12,2	-10,07	-11,9	-11,97
5	-11,53	-11,08	-9,98	-9,6	-11,48	-11,42	-10,22	-11,53
6	-10,15	-12	-10,37	-12,4	-11,34	-11,16	-9,38	-10,15
7	-9,77	-10,6	-11,8	-10,6	-10,75	-11,6	-11,3	-9,77
8	-11,1	-11,43	-12,2	-11,2	-9,9	-10,2	-10,4	-11,1
Veškeré hodnoty jsou uvedeny v dB								

Tab.2. - hodnoty přenosů Butlerovy matice na kmitočtu 575MHz

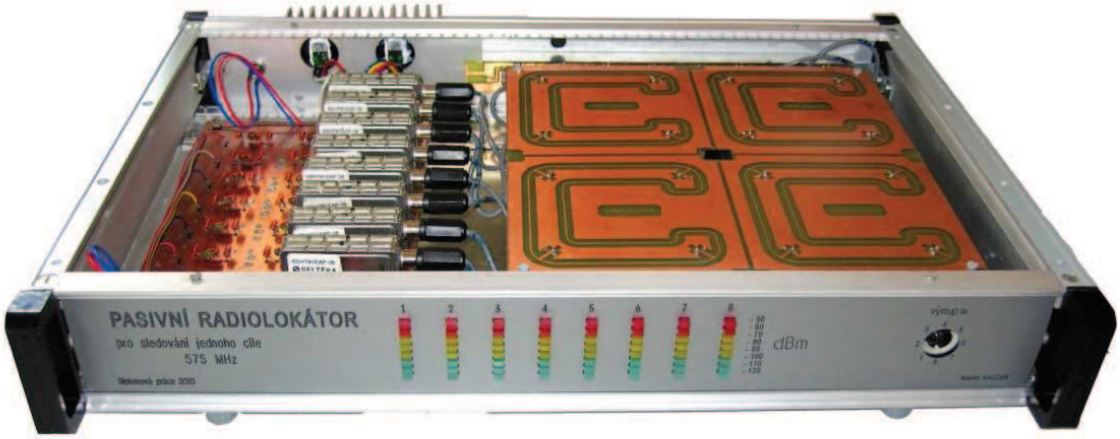
Dalšími bloky (viz obr. 2.) pasivního radiolokátoru jsou: komerčně zakoupený televizní tuner, pásmové propusti s šířkou pásma B=8MHz, vysokofrekvenční zesilovač, logaritmický detektor a zobrazovací panel s LED diodami.

2 Finalizace pasivního radiolokátoru

Po sestavení, oživení, odměření a ujištění se, že jsou všechny dílčí bloky pasivního radiolokátoru funkční, došlo k jejich kompletaci. Jako nosný prvek jsme volili celokovovou konstrukční skříň, jež zajišťovala bezproblémové uchycení všech prvků. Skříň je ze slitiny hliníku, což zajišťovalo snadné konstrukční úpravy. Výsledek naší práce je zachycen na obrázku 7.

Je vidět, že celý radiolokátor je složen ze čtyř nosných desek plošných spojů, z toho deska přijímací trasy s tunery a konstrukce Butlerovy matice zaujímají ve skříni výsadní postavení. Anténní oddělovače jsou umístěny přímo na anténních konektorech typu F, aby došlo k úspoře prostoru. Pod okrasným předním panelem je ukryta deska s LED zobrazovači a pochopitelně i s celou elektronikou.

Na sestaveném radiolokátoru jsme provedli ověřovací principiální měření, abychom potvrdili jeho korektní funkčnost. První měření na ověření správné funkčnosti celého zařízení spočívalo v přivedení signálu z generátoru postupně do bran pro antény od jedné do osmi



Obr. 7. Výsledné konstrukční řešení – pohled šikmo zepředu [1]

s tím, že ostatních sedm bylo zatíženo zakončovací impedancí. Po přivedení signálu do jedné brány bychom měli pozorovat na LED panelu vybuzení stejné úrovně na všech kanálech, čehož jsme po doladění jednotlivých přijímacích tras, pomocí odporových trimrů pro nastavení zesílení TV tunerů, úspěšně dosáhli. Měření také prokázalo vysokou citlivost Butlerovy matice na vnější prostředí a také na umístění koaxiálních vedení, které propojují jednotlivé hybridní členy matice. Pro další měření bylo nutné sestavit jednoduchý přípravek, který simuloval reálnou situaci, kdy na anténní systém našeho pasivního radiolokátoru dopadá kolmo čelo vlny odražené od cíle. Pro tyto účely byl sestaven odporový dělič výkonu 1/8, který byl zakončen osmi koaxiálními vedeními o stejné délce. Tím bylo dosaženo stejného fázového posunu ve všech přijímacích kanálech. Na zobrazovacím LED panelu byl pozorován výrazný nárůst na kanálech 4 a 5 a ostatní kanály byly výrazně nižší (v ideálním případě na úrovni šumu).

3 Závěr

Tato práce se zabývá problematikou sledování jednoho cíle a to v oblasti pasivní radiolokace. Velmi důležitým krokem proto byl teoretický rozbor a porovnání pasivní a aktivní radiolokace. Toto šetření vyústilo ve fakt, že v oblasti sledování jednoho cíle nelze najít zástupce z řad pasivních radiolokátorů, ale pouze aktivních radiotechnických prostředků. Finální praktická realizace se zaměřuje především na detekci cíle v předem definované zájmové oblasti. Klíčovými částmi výrobku jsou systém tvorby vícesvazkového anténního diagramu, přijímací trasa zpracovávající signál a vyhodnocovací panel s LED zobrazením. Pro jednotlivé části jsme provedli podrobnou rešerši metod a způsobů realizace, abychom našli nejefektivnější řešení. Pro tvorbu vícesvazkového anténního diagramu jsme použili Butlerovu matici, složenou z hybridních členů, které jsou vyrobeny planární technologií.
Jelikož vždy není možné použít mnoho externím měřících přístrojů nebo počítačového zpracování výstupních signálů, je radiolokátor vybaven přímým zobrazovacím panelem, který podává okamžitou a přehlednou informaci o přijímaných signálech, na stupnici zobrazení s LED. Dalším očekávaným krokem v budoucnu je vytvoření softwarového prostředí v počítači, pro zpracování výstupních signálů, popřípadě systém pro trackování detekovaného cíle.

Literatura

[1] Kaczur, M.: Pasivní radiolokátor pro sledování jednoho cíle, [Diplomová práce], Brno, Univerzita obrany, Brno, 2010

[2] Rupp, B.: BR's crystallographic computing tutorials [online] [cit. 2010-05-09] http://www.ruppweb.org/xray/comp/suptext.htm,

[3] Chang, Kai: Handbook of microwave and optical components, Wiley & Sons, Incorporated, John, 1989, New York, ISBN 0-471-61366-5

[4] Tysl, V., Růžička, V.: Teoretické základy mikrovlnné techniky, SNTL, 1989, ISBN: 80-03-00141-2

Univerzálny záznamník dát

Ing. Miloš Soták, PhD.[1)], Ing. František Kmec, PhD.[2)]
[1)]Katedra elektroniky
Akadémia ozbrojených síl,
Liptovský Mikuláš,
email: milos.sotak@gmail.com
[2)]Katedra leteckej technickej prípravy
Letecká fakulta,
Technickej univerzity v Košiciach
email: frantisek.kmec@gmail.com, tel.: +421-918-717-426

Resumé:

Článok sa zaoberá možnosťami využitia univerzálneho jednoduchého záznamníka dát OpenLog, riadeného mikrokontrolérom ATmega328 a schopného ukladať dáta na pamäťovú SD kartu do veľkosti 2 GB, pri konštrukcii meracieho a záznamového zariadenia s vlastnosťami podľa potrieb merania a požiadaviek konštruktéra. Vlastnosti, miniatúrne rozmery a minimálna hmotnosť a spotreba energie umožňujú využitie záznamníka dát OpenLog v autonómnych meracích a záznamových zariadeniach na malých mobilných, alebo lietajúcich prostriedkoch.

K e y w o r d s: záznamník dát, data logger, OpenLog, Arduino Duemilanove, ATmega328

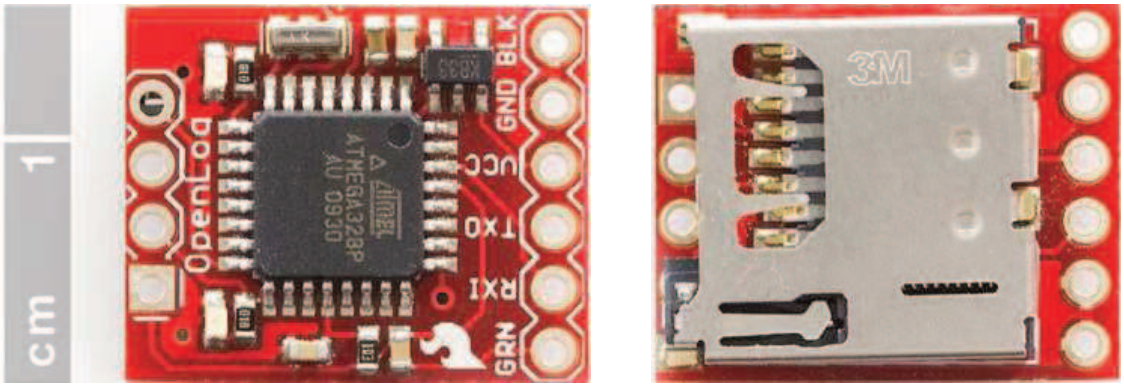
1 Úvod

Na meranie a záznam hodnôt viacerých analógových veličín a viacerých digitálnych stavov v laboratórnych podmienkach je v súčasnosti možné využiť množstvo meracích prístrojov a zariadení. Moderné meracie prístroje, alebo meracie prevodníky dosahujú v súčasnosti vysokú presnosť, vysoké vzorkovacie frekvencie a veľké rozlíšenie meranej veličiny a spravidla obsahujú dostatočnú vnútornú kapacitu pamäte na záznam nameraných hodnôt, alebo sú vybavené štandardizovaným komunikačným rozhraním, ktoré umožňuje pripojenie na nadradený počítač, ktorý zabezpečí záznam nameraných hodnôt.
Pri nutnosti merať a zaznamenávať merané veličiny na malých mobilných, alebo lietajúcich prostriedkoch sú však rozmery, hmotnosť a spotreba energie meracích a záznamových zariadení limitované, preto je niekedy nutné vytvárať vlastné konštrukcie meracích a záznamových zariadení presne podľa konkrétnych požiadaviek a možností. Jednou z možností na konštrukciu takéhoto zariadenia je využitie záznamníka dát OpenLog a vhodného riadiaceho a meracieho mikrokontroléra. Náš prototyp využíva záznamník dát OpenLog s firmvérom verzie 1.6 vybavený 2 GB pamäťovou SD kartou a mikrokontrolér ATmega328 na vývojovej platforme Arduino Duemilanove.

2 OpenLog

Záznamník dát OpenLog [1, 2] je jednoduchá open-source platforma [3] s rozmermi približne 1,5 cm x 2 cm, ktorej základom je mikrokontrolér ATmega328 pracujúci na frekvencii 16 MHz (Obr. 2-1). Cieľom tvorcov tejto platformy bolo vytvoriť záznamník dát, ktorý je schopný samostatne pracovať a zaznamenávať dáta prichádzajúce po sériovej linke hneď po pripojení napájacieho napätia. Mikrokontrolér ATmega328 na platforme OpenLog je

štandardne vybavený firmvérom poslednej verzie a taktiež obsahuje sériový bootloader, takže užívateľ môže nahrať do mikrokontroléra nový firmvér pomocou jednoduchého pripojenia na sériovú komunikáciu s počítačom [4].



Obr. 2-1 Platforma OpenLog, pohľad zhora a zdola

2.1 Základné vlastnosti platformy OpenLog

OpenLog môže byť ovládaný nadradeným počítačom, alebo mikrokontrolérom pomocou jednoduchých príkazov pre nastavenie počiatočnej konfigurácie systému OpenLog, nastavenie parametrov sériovej komunikácie, vytvorenie nových súborov pre zápis, základné operácie so súbormi na pamäťovej karte a pod [5]. Základné módy činnosti OpenLog:

- **New File Logging** (New Log): je základný prednastavený mód činnosti, v tomto móde vždy pri zapnutí napájania OpenLog skontroluje komunikáciu a pamäťovú kartu a pri správnej činnosti vyšle znaky ‘**12**<’, čo znamená ‘**1**’- UART je OK, ‘**2**’- SD karta je inicializovaná a ‘<’ – OpenLog je pripravený prijímať dáta. Potom sa vytvorí nový súbor s názvom LOG#####.txt, kde ##### je číslo ktoré sa automaticky zvyšuje od 00000 do 65533 po každom zapnutí. Do tohto súboru sa zapisujú prichádzajúce dáta dokým sa nepreruší napájanie, alebo nepríde nastavený počet znakov prerušenia. Ak prídu znaky prerušenia, systém sa prepne do príkazového módu **Command Prompt**.
- **Append File Logging (**Sequential Log**)**: Sekvenčný mód, pri zapnutí napájania OpenLog skontroluje komunikáciu a pamäťovú kartu a pri správnej činnosti vyšle znaky ‘**12**<’, v tomto móde sa vytvorí súbor s názvom SEQLOG.txt ak predtým už neexistoval a do tohto súboru sa na koniec zapisujú prichádzajúce dáta. Do tohto súboru sa zapisujú prichádzajúce dáta dokým sa nepreruší napájanie, alebo nepríde nastavený počet znakov prerušenia. Ak prídu znaky prerušenia, systém sa prepne do príkazového módu **Command Prompt**.
- **Command Prompt (**Command mode**)**: v tomto móde OpenLog vyšle znaky ‘**12**>’, čo znamená že je pripravený prijímať príkazy prichádzajúce po sériovej linke [5]. V tomto móde je možné vytvárať vlastné súbory, pracovať so súbormi na pamäťovej karte a meniť systémové nastavenia.

Najdôležitejšie používané príkazy:

- **new** *file*: Vytvorenie nového súboru s názvom *file* v aktuálnom adresári. Podporovaný je formát názvu v dĺžke max 16 znakov obsahujúci akýkoľvek znak napr. “123456789012.txt” alebo “Hi The66#$_/.txt”,

- **append** *file*: Zápis prichádzajúcich dát na koniec súboru s názvom *file*. Ukončenie tohto zápisu a prechod do módu Command mode nastane po prijatí nastaveného počtu znakov prerušenia,
- **rm** *file*: Vymazanie súboru s názvom *file* z aktuálneho adresára,
- **size** *file*: Odoslanie veľkosti súboru s názvom *file* v bajtoch,
- **ls**: Zobrazenie obsahu aktuálneho adresára,
- **md** *directory*: Vytvorenie podadresára v aktuálnom adresári s názvom *directory*, podporovaný je formát názvu v dĺžke max 16 znakov obsahujúci akýkoľvek znak,
- **cd** *directory*: Presun do podadresára s názvom *directory*,
- **cd ..**: Presun do najvyššieho adresára,
- **read** *file*: Výpis obsahu súboru s názvom *file*,
- **set**: Systémové menu na nastavenie konfiguračných parametrov,
- **disk**: Zobrazenie výrobcu pamäťovej karty, statusu, maximálnej kapacity a voľnej kapacity na ďalší záznam,
- **init**: Reinicializácia pamäťovej karty,
- **sync**: Zápis aktuálneho stavu buffera na SD kartu, tento príkaz je užitočný ak je nutné obsah buffera zapísať skôr než dosiahne 512 bajtov, pretože za normálnych okolností sa zápis na pamäťovú kartu vykonáva až keď je 512 bajtový buffer zaplnený.

Veľkou výhodou od verzie firmvéru 1.6 vyššie je možnosť využitia konfiguračného súboru **CONFIG.txt** vopred zapísaného na pamäťovú kartu, v ktorom sú zapísané najdôležitejšie konfiguračné parametre, podľa ktorých sa OpenLog po zapnutí nastaví. Pokiaľ po zapnutí na pamäťovej karte takýto súbor neexistuje, OpenLog sa nakonfiguruje podľa interne prednastavených parametrov a vytvorí a zapíše súbor **CONFIG.txt** s hodnotami prednastavených parametrov na pamäťovú kartu. Prednastavený konfiguračný súbor má jeden riadok s hodnotami **9600,26,3,0** každá hodnota je oddelená čiarkou:

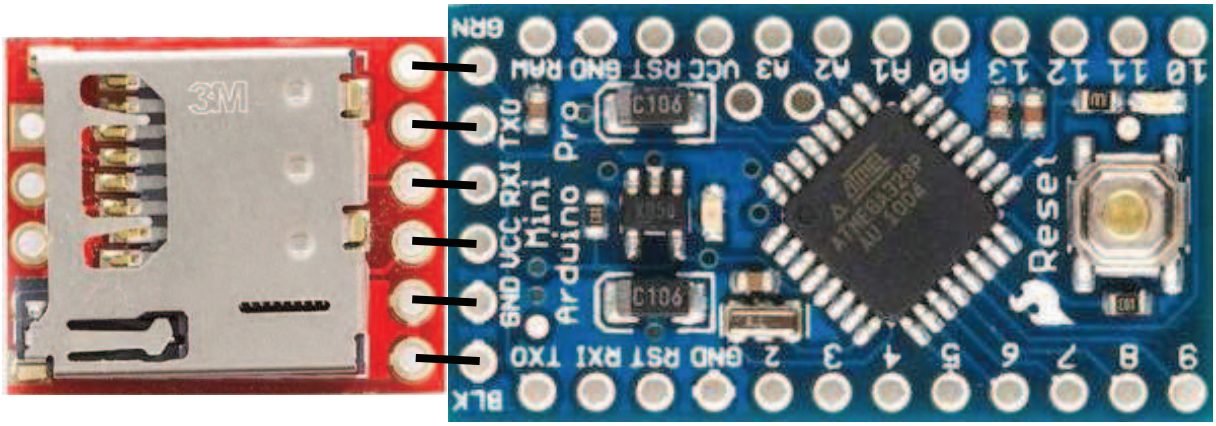
- **9600**: Rýchlosť sériovej komunikácie, 9600 bps 8N1 je prednastavená hodnota, všetky možné hodnoty sú: 2400, 4800, 9600, 19200, 57600, 115200.
- **26**: ASCII hodnota v desiatkovej sústave pre znak prerušenia trvalého záznamu dát, napr. 26 je znak ctrl+z, 36 je znak ‘$’.
- **3**: Počet znakov prerušenia potrebných na prerušenie. Prednastavený počet je 3 znaky, tzn. na prerušenie módov záznamu New Log, alebo Sequential Log tzn. módov trvalého záznamu prichádzajúcich dát je nutné 3 krát stlačiť klávesy ctrl+z (alebo 3 krát poslať takýto znak po sériovej linke) a potom sa systém prepne do príkazového módu Command mode, kedy čaká na ďalšie príkazy ktoré mu prídu po sériovej linke.
- **0**: Mód systému po zapnutí napájania. OpenLog má prednastavený počiatočný mód New Log (‘**0**’) tzn. nový trvalý záznam prichádzajúcich dát, možné hodnoty módov systému sú: 0 = New Log, 1 = Sequential Log, 2 = Command mode.

Na zmenu systémových nastavení stačí tieto hodnoty podľa potreby zmeniť v súbore na pamäťovej karte a po zapnutí napájania sa systém OpenLog nastaví podľa údajov prečítaných zo súboru **CONFIG.txt**.

2.2 Pripojenie platformy OpenLog

- GRN: Resetovací vstup OpenLog
- RXI: Sériový vstup platformy OpenLog

- TXO: Sériový výstup platformy OpenLog
- VCC: Napájacie napätie, možný rozsah je 3.3V až 12V, odporúčaná hodnota napájacieho napätia je 3.3V až 5V, spotreba prúdu je 2 mA až 6 mA pri zápise na pamäťovú kartu
- GND: Zem
- BLK: Zem



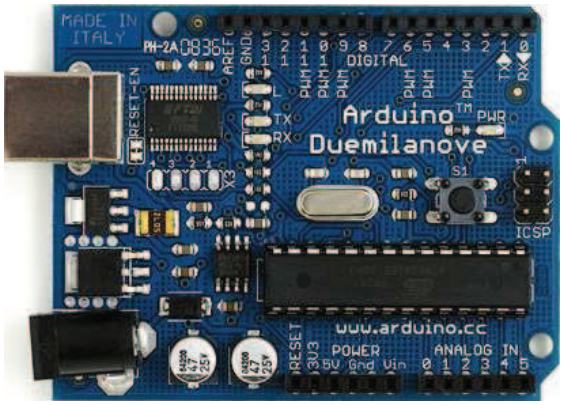
Obr. 2-2 Prepojenie OpenLog a Arduino Pro Mini

Rozmiestnenie pinov OpenLog je pôvodne navrhnuté tak, aby ich bolo možné priamo pripojiť na platformy Arduino Pro Mini 328 - 5V/3,3V [6, 7], ktoré môžu slúžiť ako merací a riadiaci mikrokontrolér pre OpenLog (Obr. 2-2), ale samozrejme je možné OpenLog pripojiť k ľubovoľnému mikrokontroléru podporujúcemu sériovú RXI – TXO TTL komunikáciu.
Napriek tomu, že je platforma OpenLog prednostne navrhnutá na pripojenie k mikrokontrolérom ATmega328 na platformách Arduino Pro Mini 328, pri návrhu prototypu sme sa rozhodli použiť ako riadiaci mikrokontrolér platformu Arduino Duemilanove, ktorá je taktiež vybavená mikrokontrolérom ATmega328, má rovnaké vlastnosti a funkcie ako platformy Arduino Pro Mini 328, ale navyše obsahuje obvody napájania, obvody komunikácie prostredníctvom portu USB, umožňuje jednoduchšie pripojovanie vstupov a výstupov a použitie prepojovacieho poľa bez nutnosti spájkovania, čo je pri experimentovaní s prototypom veľkou výhodou.

3 Platforma Arduino Duemilanove

Arduino Duemilanove (Duemilanove po taliansky je 2009 - rok uvedenia na trh), je open-source vývojová platforma (Obr. 3-1) postavená na 8-bitovom Atmel mikrokontroléri ATmega328 [8, 9]. Platforma obsahuje 14 digitálnych vstupno/výstupných pinov, 6 z nich môže byť použitých ako PWM výstupy (3, 5, 6, 9, 10, 11), dva môžu byť použité pre sériovú komunikáciu UART (0 RX a 1 TX), dva vstupy pre externé IRQ (2 a 3), štyri pre rozhranie SPI (10 SS, 11 MOSI, 12 MISO, 13 SCK), jeden pre internú LED (13). Platforma obsahuje aj 6 analógových vstupov 0 V – 5 V s 10 bitovým multiplexovaným A/D prevodníkom (1024 hodnôt), s možnosťou nastavenia interného referenčného napätia 1,1 V a 5 V a taktiež externého referenčného napätia do 5 V, dva z týchto vstupov môžu byť taktiež využité pre rozhranie I2C (4 SDA a 5 SCL). Platforma obsahuje 16 MHz hodiny, USB rozhranie (čip FTDI FT232RL - virtuálny COM port na PC), konektor a obvody pre napájanie 7 V-12 V, zabudované stabilizátory 5 V a 3,3 V (FTDI čip max. prúd 50 mA), ICSP konektor a resetovacie tlačidlo, môže byť napájaná cez USB alebo z externého zdroja.

Mikrokontrolér ATmega328 obsahuje 32kB flash pamäte na program, z toho 2kB zaberá bootloader, 2kB pamäť SRAM a 1kB pamäť EEPROM. Programovanie je jednoduchým spôsobom možné s využitím open-source vývojového užívateľského rozhrania Arduino IDE [10], ktoré je možné spustiť v rôznych typoch operačných systémov a jednoduchým pripojením platformy k počítaču pomocou rozhrania USB je možné skompilovaný program nahrať do mikrokontroléra ATmega328. Pri tvorbe programu je veľkou pomocou množstvo knižníc a príkladov, ktoré sú súčasťou užívateľského rozhrania Arduino IDE.



Obr. 3-1 Vývojová platforma Arduino Duemilanove

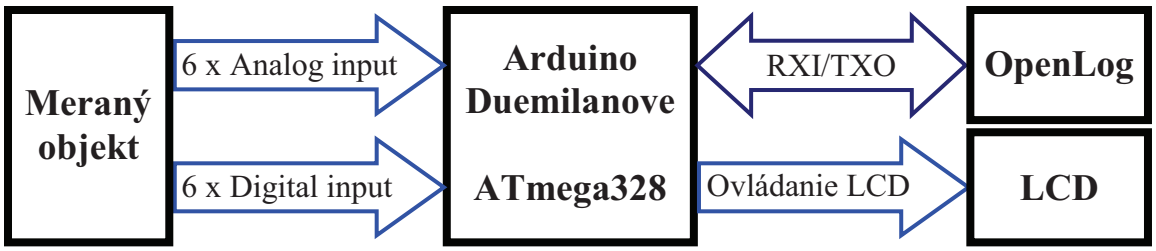
4 Meracie a záznamové zariadenie

Prototyp meracieho a záznamového zariadenia využíva záznamník dát OpenLog s firmvérom verzie 1.6 vybavený 2 GB pamäťovou SD kartou a mikrokontrolér ATmega328 na vývojovej platforme Arduino Duemilanove. Celé zapojenie (Obr. 4-1) je realizované s použitím prepojovacieho poľa bez nutnosti spájkovania, čo bolo pri experimentovaní s prototypom veľkou výhodou. Riadiaci program pre mikrokontrolér ATmega328 platformy Arduino Duemilanove bol vytvorený v open-source prostredí Arduino IDE a prostredníctvom USB portu bol nahratý do mikrokontroléra ATmega328, napájanie prototypu bolo realizované taktiež cez USB port.

Riadiaci program bol navrhnutý tak, aby zabezpečoval:

- trvalé vnútorné počítanie času a dátumu,
- pri začiatku merania meraného objektu vytvorenie súboru s názvom obsahujúcim aktuálny dátum a čas vo formáte DDMMRRHHMMSS.LOG,
- meranie 6 analógových vstupov z meraného objektu vzorkovacou frekvenciou 10 Hz,
- meranie 6 digitálnych vstupov z meraného objektu vzorkovacou frekvenciou 10 Hz,
- základnú komunikáciu s užívateľom o práve prebiehajúcej činnosti prostredníctvom LCD displeja.

Všetky vykonané testy potvrdili spoľahlivosť a dostatočnú rýchlosť platformy OpenLog pri zázname dát a taktiež jednoduchosť pri ovládaní a komunikácii s nadradeným mikrokontrolérom. Celá koncepcia prototypu meracieho a záznamového zariadenia sa preukázala ako vhodná pre jednoduché aplikácie, u ktorých sa nevyžaduje extrémna presnosť a rýchlosť vzorkovania vzhľadom k tomu, že pri meraní je použitý 10 bitový multiplexovaný A/D prevodník.



Obr. 4-1 Bloková schéma prototypu meracieho a záznamového zariadenia

5 Záver

Zámerom tohto článku nebolo priniesť presný návod na konštrukciu konkrétneho meracieho a záznamového zariadenia, ale skôr poukázanie na možnosti využitia lacných a dostupných open-sorce platforiem pri konštrukcii vlastných zariadení podľa konkrétnych požiadaviek a možností. Vývojový pracovníci platformy OpenLog v súčasnosti testujú verzie firmvéru 2.x, ktoré umožnia zápis údajov na SDHC pamäťové karty do kapacity 16 GB, čo spolu s modernými mikrokontrolérmi obsahujúcimi 14 a viac bitové rýchle A/D prevodníky umožní konštrukciu meracích a záznamových zariadení s veľmi dobrými vlastnosťami pre akékoľvek aplikácie, v ktorých je potrebná vysoká vzorkovacia frekvencia, alebo ktoré vyžadujú dlhodobý autonómny záznam údajov.

Literatúra

[1] http://wiki.github.com/nseidle/OpenLog/
[2] http://www.sparkfun.com/commerce/product_info.php?products_id=9530
[3] Creative Commons Attribution Share-Alike 3.0 license http://creativecommons.org/licenses/by-sa/3.0/
[4] http://wiki.github.com/nseidle/OpenLog/flashing-firmware
[5] http://wiki.github.com/nseidle/OpenLog/command-set
[6] http://www.sparkfun.com/commerce/product_info.php?products_id=9218
[7] http://www.sparkfun.com/commerce/product_info.php?products_id=9220
[8] http://www.arduino.cc/
[9] http://www.sparkfun.com/commerce/product_info.php?products_id=666
[10] http://arduino.cc/en/Guide/HomePage

Výšková závislosť lietadlových antén

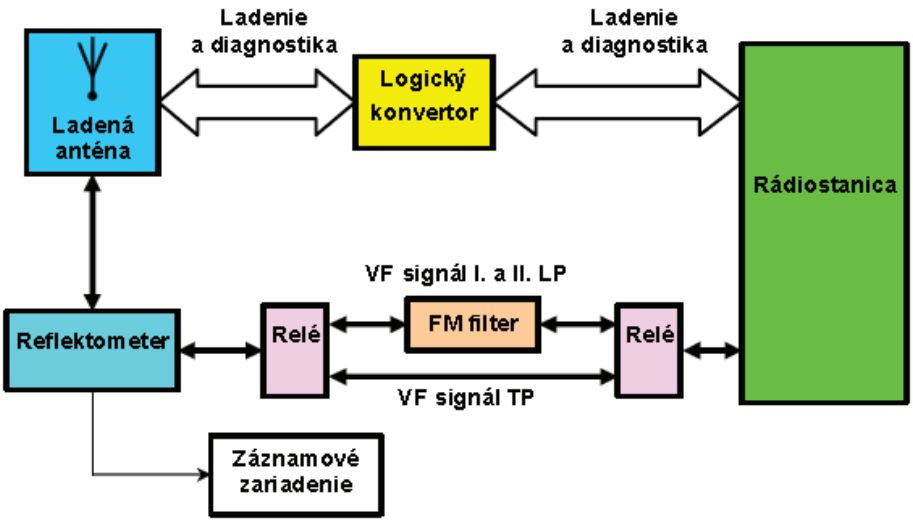
Doc. Ing. Ján Labun, PhD., doc. Ing. František Adamčík, CSc.
Katedra avioniky
Letecká fakulta
Technickej univerzity v Košiciach,
email: jan.labun@tuke.sk, tel.: +421-903-729-060
email: frantisek.adamcik@tuke.sk, tel: +421-915-768-364

Resumé:

Článok sa zaoberá problematikou merania PSV lietadlovej antény počas výškového letu lietadla. Vyhodnotením tohto merania bola zistená výšková závislosť PSV lietadlovej tzv. „plutvovej“ antény, ktorá sa s obľubou na súčasné lietadla inštaluje. Záznam zmeny tohto parametru antény bol realizovaný vo výškovom rozsahu do 40 000ft. Analýza grafického priebehu výškových zmien hodnoty PSV je realizovaná v troch výškových rozsahov na troch rôznych frekvenciách. V závere článku autor vysvetľuje svoj pohľad na príčinu výškovej zmeny parametru antény, ako doposiaľ neodhaleného a nepublikovaného javu.

1 Úvod

Meranie PSV antény za letu bolo realizované v zostave s aktívne využívanou rádiostanicou počas letu vo veľkých výškach. Bol navrhnutý a realizovaný merací reťazec (reflektometer + záznamové zariadenie), ktorý bol zapojený do anténneho obvodu rádiostanice, obr. 1. Z hľadiska mechanických rozmerov, elektrického napájania, konštrukčného riešenia bol umiestnený do malého priestoru lietadla. Záznam merania PSV bol realizovaný počas cca 90 minútového letu. Pritom boli splnené všetky požiadavky a normy pre bezpečný let.



Obr. 1 Merací reťazec zapojený do zostavy lietadlovej rádiostanice

PSV bolo vyhodnocované a zaznamenávané vždy pri zakľučovaní vysielača rádiostanice pilotom. Pilot zakľučoval rádiostanicu podľa:

- potreby vyplývajúcej z predpisov o riadení letovej prevádzky,

- požiadaviek plnenia letovej úlohy,
- dohovoru, vždy pri prekračovaní letovej hranice na výške párnej tisícky fitov.

Vyhodnotením zaznamenaných údajov boli vytvorené grafické závislosti zmeny PSV antény na výške letu lietadla.

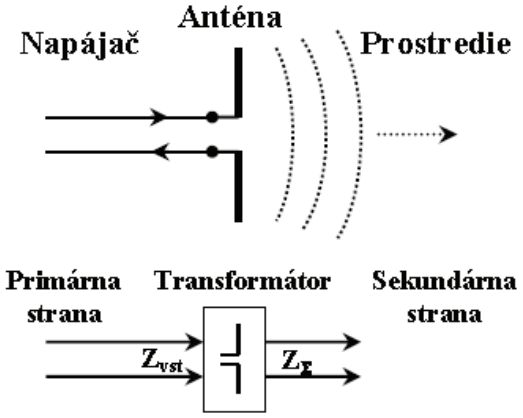
2 Analýza výškových zmien hodnoty PSV

Spracované grafické výsledky hodnôt PSV (obr. 3, 4, 5) namerané počas letu lietadla ukazujú, že sa tieto hodnoty v závislosti na výške letu menia. Okrem toho sú na obrázku zaregistrované skokové zmeny hodnôt PSV v dôsledku skokovej zmeny pracovnej frekvencie. Môžeme vidieť výrazné skokové zmeny hodnôt PSV na výškových hladinách 3 000ft a 12 500ft, kedy piloti pri prechode na inú rádiostanicu menia nastavenú pracovnú frekvenciu. Zmena hodnoty PSV a tendencia tejto zmeny však nezávisí len na výške letu, ale aj na:

- konštrukčnom riešení samotnej antény,
- na rozsahu a smere zmeny pracovných frekvencií,
- polohe antény na trupe lietadla,
- konštrukčných prvkov lietadla v blízkosti antény.

Výškovými hranicami zmien frekvencii sú výšky 3 000ft a 12 500ft. Na uvedených výškach dochádzalo vždy k zmene stanovišťa riadenia pre jednotlivé výškové oblasti, čo vychádza z predpisov pre riadenie letovej prevádzky.

Pri lietadlových anténach je prípustná taká zmena PSV, ktorá neprekročí hodnotu 2,5. Túto podmienku musí zabezpečiť výrobca už pri návrhu a realizácii antény. Z nameraných hodnôt pozorujeme, že zmena PSV antény nezávisí len na zmene pracovnej frekvencie, ale aj na zmene výšky letu a na smeru zmeny výšky letu. Príčiny týchto zmien PSV sú v nasledujúcom: Anténa, ako transformačný prvok, transformuje VF energiu šíriacu sa od vysielača napájačom, na VF energiu šíriacu sa voľným prostredím - atmosférou. Tento proces transformácie VF energie prebieha pri vysielaní, ale pri príjme je tomu naopak. Pri každom transformátore – meniči energie, môžeme definovať jeho primárny a sekundárny obvod, vstupnú a výstupnú impedanciu a pod. Zmena parametra na jednej strane transformátora, ovplyvní zmenu odpovedajúceho parametra na druhej strane. Anténa je na primárnej strane definovaná „vstupnou impedanciou“ antény a na jej sekundárnej strane „impedanciu žiarenia“. Impedanciu žiarenia antény ovplyvňuje nielen zmena pracovnej frekvencie, ale aj zmena fyzikálnych vlastností prostredia, ktoré anténu obklopujú, ako sú teplota, vlhkosť a tlak, obr. 2.



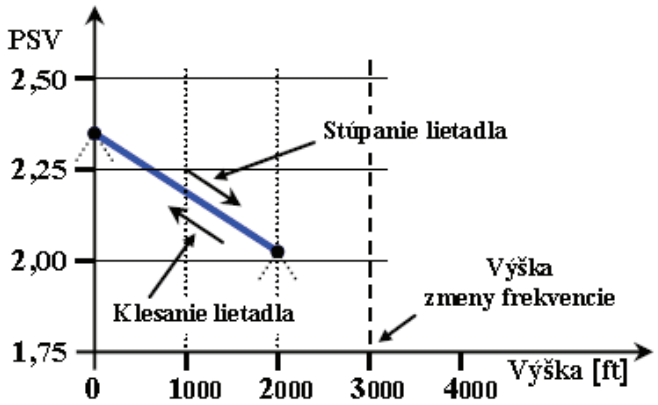
Obr. 2 Anténa ako transformačný prvok

Pri lete lietadla do veľkých výšok dochádza k fyzikálnym zmenám prostredia v okolí lietadla a zároveň aj v okolí antény. Keďže prostredie spôsobuje zmenu impedancie žiarenia antény, následne dochádza po transformácii, aj k zmene jej vstupnej impedancie. Zmena vstupnej impedancie antény sa potom prejaví na zmene hodnoty PSV.
Relatívne výrazné zmeny PSV nastávajú v rozsahu spodných výškových hladín do12 500m. Na uvedených letových hladinách realizovali piloti s lietadlom niekoľko navigačných a akrobatických letov, v rátane rôznorodých výškových zmien. Na výškových hladinách do 12 500ft je turbulentnejšie prostredie z hľadiska meteorologických javov a pohybuje sa tu množstvo mračien s rôznou vlhkosťou, cez ktoré lietadlo prelietava. Uvedené skutočnosti majú výrazný vplyv na zmenu hodnôt PSV, obr. 4.
Na vrchnej letovej hladine nad 12 500ft bol let lietadla vyrovnanejší, ale prostredie v týchto výškach nie je variabilné. Piloti riadili lietadlo rovnomerne po špirále až na cieľovú výškovú hladinu 40 000ft. Bol vytvorený predpoklad, aby bola zmena PSV na týchto výškových hladinách minimálna. Po dosiahnutí letovej hladiny tým istým rovnomerným letom lietadla, sa po špirále lietadlo s pilotmi približovalo k zemi.
Zaujímavým javom je zmena hodnoty PSV zmenou smeru pohybu lietadla. Je zrejme, že pri stúpaní lietadla je hodnota PSV = 2,15 a pri klesaní je PSV = 1,8. Počas celej doby stúpania alebo klesania lietadla na výškových hladinách sa parameter PSV udržiava na konštantnej hodnote. Z hľadiska veľkosti sa PSV počas celého kontrolného letu pohybuje v rozsahu od 1,87 do 2,47, ide o zmenu PSV v rozsahu cca 0,6. Keďže na leteckej technike je prípustné PSV do 2,5, namerané PSV neprekročilo túto hodnotu.

3 Príčiny výškových zmien hodnôt PSV na letových hladinách

Zmena PSV v spodnej výškovej oblasti

V spodnej výškovej oblasti je zmena hodnoty PSV spôsobovaná hlavne zmenou vzdialenosti zemského povrchu od letiaceho lietadla. Zmena výšky tesne nad zemským povrchom sa prejavuje zmenou kapacitnej väzby medzi trupom lietadla a zemou. Samotná zmena vlastnosti atmosféry v okolí antény má v tomto prípade malo výrazný vplyv. Toto konštatovanie môžeme vysloviť na základe analýzy nameraných výsledkov. Celé meranie počas letovej akcie sa vykonalo v letných podvečerných hodinách a trvalo viac ako 90 minút. Počas tohto časového úseku došlo na dráhe letiska a v jeho okolí k výraznej zmene - poklesu teploty a k nárastu vlhkosti. Aj napriek týmto poveternostným zmenám, zmena parametra PSV bola počas štartu a pristátia lietadla rovnaká, pozri. obr. 3.



Obr. 3 Zmena PSV na spodnej výškovej oblasti (f_0 = 130MHz)

Okrem tohto javu možno pozorovať, že s narastajúcou výškou, t.j. zmenšovaním kapacitnej väzby medzi lietadlom a zemou sa zmenšuje hodnota PSV lietadlovej antény. Na vyslovenie obecného záveru by bolo potrebné realizovať viac meraní na rôznych frekvenciách. Totožnosť počiatočného a koncového bodu v spodnej výškovej oblasti však svedčia o vierohodnosti celého realizovaného merania.

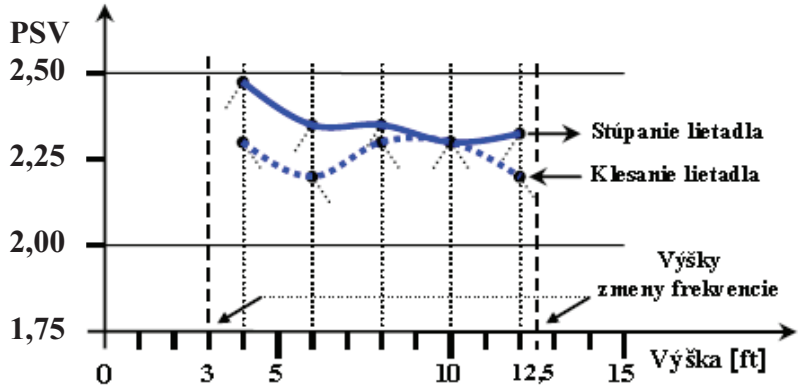
Zmena PSV v strednej výškovej oblasti

V strednej výškovej oblasti je zemský povrch už v takej vzdialenosti od lietadla, že jeho vplyv na parameter PSV je málo výrazný. Zmena hodnoty PSV je tu spôsobovaná hlavne zmenou vlhkosti prostredia v okolí lietadlovej antény, ktorým lietadlo prelietava.

V uvedených výškach pilot s lietadlom vykonal niekoľko navigačných, akrobatických letov, vrátane výškových zmien. V tejto výškovej oblasti je prostredie turbulentnejšie a rôznorodejšie z hľadiska meteorologických javov. Vytvára sa tu množstvo mračien s rôznou vlhkosťou a teplotou, cez ktoré lietadlo prelietavalo. Na letovej hladine cca 10 000ft sa lietadlo pohybovalo po štarte a pred pristaním najdlhšie. Rôznorodý výškový pohyb lietadla, vrátane dlhodobejšieho horizontálneho letu v prostredí s rôznorodými fyzikálnymi vlastnosťami, má za následok rôznorodé zmeny hodnôt PSV.

V grafe výškovej závislosti boli zaznamenané len tie hodnoty PSV, ktoré sa merali po štarte do letovej hladiny 10 000ft a po opustení tejto letovej hladiny pred letom do veľkých výšok, pozri. obr. 4. Pri klesaní lietadla to bolo naopak.

Hodnoty PSV merané počas dlhodobejšieho horizontálneho letu (po štarte a pred pristátím lietadla) na hladine 10 000ft nie sú na tomto grafe zobrazené. Hodnoty PSV sa počas horizontálneho letu na hladine 10 000ft po štarte a pred pristátím dostali na rovnakú úroveň.



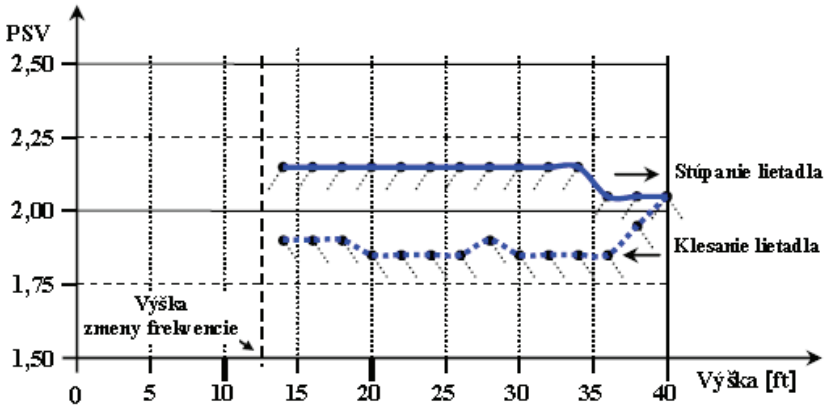
Obr. 4 Zmena PSV na strednej výškovej oblasti (f_0 = 120MHz)

Zmena PSV v hornej výškovej oblasti

V hornej výškovej oblasti je zmena hodnoty PSV spôsobovaná v dôsledku teplotných a vlhkostných zmien atmosféry, v ktorej sa lietadlo pohybuje, menej výrazná. V tejto výškovej oblasti (nad 12 500ft) bol let lietadla vyrovnanejší, ale aj prostredie atmosféry v týchto výškach je menej variabilné. Pilot viedol lietadlo rovnomerne po špirále na výškovú hladinu 34 000ft. Uvedené skutočnosti vytvorili predpoklad, aby bola zmena PSV vo výškovej oblasti (počas stúpania alebo klesania) minimálna. Určitý rozdiel sme zaznamenali na letových hladinách 36 000 a 38 000ft, kde pilot v redšom vzduchu pomalšou zmenou výšky dosiahol výšku 40 000ft.

Zaujímavým javom je zmena hodnoty PSV v závislosti na zmene smeru pohybu (stúpanie - klesanie) lietadla. Z uvedeného obrázku je zrejme, že pri stúpaní lietadla do veľkých výšok je hodnota PSV = 2,15 a pri klesaní je táto hodnota PSV = 1,8.

Počas celého času stúpania alebo klesania lietadla na týchto výškových hladinách sa parametre PSV udržiavajú približne na konštantnej hodnote, obr. 5. Z hľadiska veľkosti sa hodnoty parametra PSV počas celého kontrolného letu pohybujú v rozsahu od 1,87 do hodnoty 2,47, ide o zmenu PSV v rozsahu cca 0,6. Keďže na leteckej technike je prípustná hodnota PSV do 2,5, namerané hodnoty PSV neprekročili ani v tomto prípade hodnotu 2,5.



Obr. 5 Zmena PSV na hornej výškovej oblasti (f_0 = 125MHz)

4 Záver

Zmena hodnoty PSV pri zmene smeru zmeny výšky letu je možné vysvetliť nasledujúcim spôsobom. Pri poklese lietadla z väčšej výšky do menšej výšky sa teplota okolitej atmosféry mení podľa aktuálnej „Krivky zvrstvenia atmosféry“ ktorá narastá priemerne o 6,5°C/km klesania.

Teplota povrchu lietadla však vykazuje určitú tepelnú zotrvačnosť a je v danom okamžiku klesania o nejakú hodnotu teploty nižšia než okolitý vzduch. Veľkosť rozdielu týchto teplôt závisí od hmotnosti, a tepelnej vodivosti jednotlivých súčastí lietadla. Kovové časti lietadla majú veľmi dobrú tepelnú vodivosť a preto je významnejší rozdiel badateľný len na masívnych častiach konštrukcie lietadla, napr. nosné priehradky, hlavný nosník krídla, kde sa môže na povrchu vyskytnúť aj kondenzát.

Obr. 6 Inštalácia meracieho zariadenia na palubu lietadla

Dielektrický kryt antény nie je síce masívny, ale má veľmi malú tepelnú vodivosť. Preto je predpoklad, že pri klesaní lietadla si bude udržiavať predchádzajúcu nižšiu teplotu po dlhšiu dobu, než kovový povrch lietadla.
Vlhkosť v atmosfére nie je distribuovaná rovnomerne, ale je výsledkom atmosférických zmien. Jej výšková závislosť je popísaná „Krivkou rosného bodu“.
Rozdiel medzi aktuálnou teplotou v danej výške a teplotou rosného bodu v danej výške sa nazýva „Deficit rosného bodu“, ktorý vyjadruje tiež relatívnu vlhkosť vzduchu. Ak je deficit rosného bodu malý, tak relatívna vlhkosť je veľká. Ak je deficit nulový, tak je relatívna vlhkosť 100% a môže dôjsť aj ku kondenzácii vody. Ak má povrch dielektrického krytu antény, vďaka tepelnej zotrvačnosti inú teplotu než okolitý vzduch, potom aj zdanlivá (z pohľadu antény) relatívna vlhkosť bude rozdielna než aktuálna. Pri dostatočne rýchlom klesaní môže byť rozdiel teplôt povrchu antény a teploty rosného bodu záporný a na povrchu antény sa vytvorí kondenzát. Tieto úvahy platia aj reverzne pri stúpaní lietadla, v takom prípade bude povrch antény relatívne teplejší a deficit rosného bodu bude väčší, zdanlivá relatívna vlhkosť nižšia a povrch antény sa bude vysušovať.
Uvedená zmena rozdielu zdanlivej relatívnej vlhkosti na povrchu dielektrického krytu antény vysvetľuje dôvody zmeny hodnoty PSV antény pri stúpaní, či klesaní lietadla.
V horizontálnom lete vo väčších výškach mimo oblakov neboli zmeny PSV zaznamenané, zatiaľ čo pri stúpaní a klesaní sa vyskytli zmeny rovnakej veľkosti ale opačnej orientácie. Pri horizontálnom lete je teplota povrchu antény rovnaká s teplotou okolitého vzduchu, zdanlivá zmena relatívnej vlhkosti sa neprejaví. Pri horizontálnych letoch v menších výškach bol pri prelete cez oblaky taktiež zaznamenaný posun PSV, čo potvrdzuje, že zmena relatívnej vlhkosti okolitého vzduchu, pripadne výskyt kondenzátu (v mraku) má vplyv na hodnotu PSV.

Literatúra

[1] MATOUŠEK, Z., OCHODNICKÝ, J., HYKEL, A.: Šírenie elektromagnetických vĺn a vodičové antény. Liptovský Mikuláš: Akadémia ozbrojených síl generála M. R. Štefánika, 2006. 141 s. ISBN 978-80-8040-306-5.

[2] LABUN, J., KURDEL, P.: Úroveň signálu na hranici rádiového dosahu v letectve. In: Nové trendy rozvoja letectva: 8. medzinárodná ved. konferencia : 11. - 12. septembra 2008, Košice : Zborník. Košice : LF TU, 2008. s. 74-75. ISBN 978-80-553-0067-2

[3] LABUN, J., KALNICKÝ, J.: Analýza problémov komunikácie na veľkých výškach. Technická analýza, Letecká fakulta TUKE, Košice 2009.

Metodika měření vybraných parametrů vojenských radiostanic v pásmu 225-400 MHz

Ing. Petr Makula
Katedra leteckých elektrotechnických systémů,
Fakulta vojenských technologií,
Univerzita obrany, Brno,
email: petr.makula@unob.cz, tel.: +420-973-442-914

Resumé:

Článek se zabývá problematikou ověřování vybraných parametrů přijímače a vysílače vojenských leteckých radiostanic pracujících v pásmu UKV 225-400 MHz. Obecně se ve vojenském letectví uplatňují radiostanice, které pracují kromě výše zmíněného pásma i v civilním pásmu VKV 117,975-136,975 MHz. Pro pásmo VKV existují předpisy a normy upravující metodiku ověřování parametrů radiostanic. V pásmu UKV není jednotná metodika zpracována a hodnoty parametrů se liší od hodnot platných v pásmu VKV. Článek analyzuje dostupné normy pro pásmo UKV, předkládá metodiku ověřování vybraných parametrů a výsledky experimentálních měření na letecké radiostanici LUN3520 používanou v AČR.

1 Civilní normy a standardy vztahující se k leteckým rádiovým stanicím

Letecký předpis o civilní telekomunikační službě, svazek III – komunikační systémy, část II – systémy přenosu hlasu, L10/III

Tento předpis stanovuje technické a provozní požadavky na zařízení a systémy zabezpečovací letecké techniky včetně odpovídajícího rádiového vybavení letadel a je závazný pro všechny orgány zabývající se konstrukcí, výrobou a instalací zabezpečovací letecké techniky; pro všechny pracovníky civilního letectví a jiných organizací, kteří zajišťují provoz, údržbu a kontrolu činnosti zařízení a systémů zabezpečovací letecké techniky; pro všechny provozovatele telekomunikačních zařízení, která pracují na kmitočtových pásmech, vyhrazených civilnímu letectví.

RTCA DO-160C Environmental Conditions And Test Procedures For Airborne Equipment

Tento dokument definuje sérii standardních podmínek (kategorií) a aplikovatelných testovacích procedur pro environmentální testy určených pro palubní vybavení. Účelem těchto testů je poskytnout laboratorní prostředky pro určení výkonnostních charakteristik palubního vybavení v podmínkách prostředí, kterým bude vystaveno v letových podmínkách (2).

RTCA DO-186A Minimum operational performance standards for airborne radio communications equipment operating within the radio frequency range 117.975 – 137.000 MHz.

Jak z názvu vyplývá, obsahuje tento dokument minimální operační výkonové standardy pro letecké radiostanice operující v kmitočtovém pásmu 117,975 – 137,000 MHz (3). Důvod, proč je zde tato norma zmíněna, je ten, že vojenské radiostanice operující v pásmu NATO

UKV 225,000 – 400,000 MHz většinou umožňují činnost i v pásmu VKV 117,975 – 137,000 MHz. Zahrnutí těchto standardů do analýzy pomůže získat přesnější náhled na problematiku hodnocení výkonnosti radiostanic.

2 Vojenské normy a standardy vztahující se k leteckým rádiovým stanicím pracujícím v pásmu UKV

MIL-STD-188-243 Tactical Single Channel Ultra High Frequency (UHF) Radio Communications

Představuje základní specifikaci taktického komunikačního systému v pásmu UKV pracujícího na jednom kmitočtu. Je závazný pro ozbrojené složky USA. Definuje minimální operační výkonové standardy, jako je citlivost, selektivita, NF charakteristiky aj. (4)

STANAG 4205 C3 (Edition 3) - Technical Standards For Single Channel UHF Radio Equipment

Tento dokument řeší technické standardy pro jednokanálová rádiová zařízení UKV (5). Jedná se o obdobu výše uvedené normy MIL-STD-188-243. Česká republika uvedený standard ratifikovala, ale neimplementovala. STANAG 4205 bohužel neobsahuje informace o všech parametrech rádiových stanic, například požadovaná citlivost není vůbec zmíněna, a některé parametry mají pouze charakter doporučení (selektivita). V další analýze budou mít informace z této normy vždy nejvyšší váhu. Nebude-li určitý parametr definován, bude konfrontován s hodnotami uvedenými jinde.

MIL-E-5400 Military Specification, Electronic Equipment, Airborne, General Specification For

Tato norma řeší obecné požadavky na letecké elektronické vybavení pro činnost primárně v pilotovaném letadle (6).

MIL-STD-461F Requirements For The Control Of Electromagnetic Interference Characteristics Of Subsystems And Equipment

Tento standard poskytuje prostředky a klade příslušné ověřovací požadavky pro řízení vyzařování elektromagnetických interferencí. Vztahuje se na elektronické, elektrické a elektromechanické vybavení, u něhož je nutné mít pod kontrolou elektromagnetickou kompatibilitu (7).

3 Charakteristika vojenských komunikačních systémů pracujících v pásmu UKV 225-400 MHz

Rádiové pásmo 225 – 400 MHz je v armádách členských států NATO mimo jiné využíváno pro taktické rádiové spojení na jednom kanálu, které využívá amplitudovou modulaci s oběma postranními pásmy. Mezi další systémy, které pracují v tomto kmitočtovém pásmu, zahrnujeme speciální komunikační systémy využívající kmitočtové skákání HaveQuick II a SATURN, a dále pak taktický datový spoj LINK 22 (NILE – NATO Improved Link Eleven).
Pozornost je v tomto článku věnována pouze systémům pracujících na jedné nosné s modulací AM-DSB, které zabezpečují hlasové spojení mezi pozemním stanovištěm řízení a velení a

posádkou letadla, příp. pozemního prostředku, a mezi letadly navzájem. Funkčně jde o téměř totožný komunikační systém, jako se využívá v civilním letectví v kmitočtovém pásmu 117,975-136,975 MHz. Proto lze pro ověřování parametrů radiostanic pracujících v pásmu 225-400 MHz vycházet z metodiky měření používané v pásmu 117,975-136,975 MHz s přihlédnutím k odlišně definovaným hodnotám jednotlivých parametrů a dalším nuancím vojenských systémů.

4 Definice vybraných parametrů a srovnání s takticko-technickými údaji radiostanic

Obecně lze parametry leteckých radiostanic rozdělit na základní a speciální. Mezi základní parametry zahrnujeme výstupní výkon vysílače, frekvenční stabilitu a užitečnou citlivost přijímače. Tyto parametry jsou nejčastěji ověřovány a můžeme je považovat za vhodné indikátory stavu radiostanice. Do kategorie speciálních řadíme všechny další parametry, které poskytují rozšiřující informaci o vlastnostech radiostanice. Nejčastěji jsou v této souvislosti zmiňovány NF odezva přijímače a vysílače, blízká a vzdálená selektivita a hloubka modulace, popř. odolnost proti nežádoucím kanálům příjmu.

Frekvenční stabilita

Kmitočtová stabilita je definována jako rozdíl mezi odměřeným nosným kmitočtem a jeho nominální hodnotou.
Podle MIL-STD-188-243 musí být frekvenční stabilita udržována vůči počáteční hodnotě tak, aby změna během dne nebyla větší než 1 ppm, během 30 dnů může být nanejvýš 2 ppm a v následujících 30 denních obdobích se může měnit o 1 ppm.
STANAG 4205 definuje frekvenční stabilitu v absolutní míře ±2 kHz, do kterých se nezapočítává vliv Dopplerova posuvu kmitočtu.
Frekvenční stabilita radiostanice LUN3520 je na úrovni 5ppm, čemuž v absolutní míře při kmitočtu 400 MHz odpovídá hodnotě ±2kHz.

Výstupní výkon vysílače

Výstupní výkon vysílače je dán výkonem jeho koncového stupně a rozumí se jím výkon nosné vlny bez modulace. Jeho velikost určuje především dosah vysílače. Opět se jedná o jeden ze základních parametrů radiostanice.
MIL-STD-188-243 a STANAG 4205 tento parametr explicitně neuvádí.
Srovnáním radiostanic LUN3520 a ARC 210, lze konstatovat, že hodnoty výstupního výkonu jsou srovnatelné a dají se považovat za obvyklé jak ve vojenské, tak i v civilní sféře.

Citlivost

U rádiových přijímačů s analogovými modulacemi se nejčastěji setkáváme s užitečnou citlivostí neboli citlivostí omezenou šumem. Ta udává nejnižší možnou úroveň vstupního signálu s definovanými parametry, který vybudí výstup přijímače. Požadovaný stav na výstupu přijímače se v dotčených materiálech různí. V následujících řádcích bude provedeno srovnání jednotlivých zdrojů.
Norma MIL-STD-188-243 definuje citlivost vzhledem k civilním normám mnohem přísněji. Pro úzké pásmo je stanovena citlivost na hodnotu 1,5 μV (-103,5 dBm) pokud je na NF výstupu poměr (S+N)/N=10 dB. Vstupní testovací signál má stejné parametry jako v předchozím případě. Pro široké pásmo je při zachování stejných podmínek testu, uvedených výše, citlivost stanovena na hodnotu 2 μV (-101 dBm).

STANAG 4205 tento parametr neřeší, nicméně jeho hodnota by měla být taková, aby bylo dosaženo spolehlivého spojení v běžných konfiguracích vzájemné polohy vysílače a přijímače na běžně definované dosahy spojení.
Citlivost radiostanice LUN3520 je definována podle L10/III a má hodnotu vyhovuje požadavkům uvedeným v RTCA DO-186A, nevyhovuje už ale standardu MIL-STD-188-243 (viz tabulka).

NF odezva vysílače i přijímače

Definice NF odezvy řeší frekvenční omezení NF signálů v obvodech rádiových vysílačů a přijímačů. Nízkofrekvenční odezva vyjadřuje schopnost vysílače pracovat bez nadměrného snížení jeho frekvenční odezvy jako funkce modulačního kmitočtu a přijímače pracovat bez nadměrného snížení jeho frekvenční odezvy jako funkce NF kmitočtu. Nejčastěji je definována určitým kmitočtovým rozsahem a přípustným zvlněním úrovně signálu v něm.
RTCA DO-186A stanovuje, že úroveň NF výstupu se nesmí měnit o více než 6 dB pokud se modulační kmitočet testovacího signálu pohybuje v rozmezí 350÷2500Hz.
Stejný parametr je v MIL-STD-188-243 rozdělen do několika variant. Úzké pásmo je stanoveno v rozsahu 350÷3500Hz a NF odezva musí být v rozmezí ±2dB vůči hodnotě na 1000Hz. Široké pásmo je stanoveno v rozsahu 20Hz÷20kHz a NF odezva musí být v rozmezí ±3 dB. Potlačení nad a pod uvedeným pásmem musí být alespoň 6 dB/oktávu. V kmitočtovém pásmu 300÷3500 Hz musí být NF odezva v rozmezí ±2 dB.
Podle STANAG 4205 musí být pro přenos analogového hlasu NF odezva v pásmu 300 ÷ 3400 Hz v rozmezí ±2 dB. Takzvané široké pásmo je definováno v rozsahu 20 Hz ÷ 11 kHz s přípustným zvlněním ±3 dB, ale je určeno pouze pro digitální přenos hlasu/dat s bitovou rychlostí 16 kbs-1 (utajovače rodiny Vinson).
NF odezva vysílače i přijímače radiostanice LUN3520 nebyla z dostupných materiálů zjištěna, takže bude analyzována pouze experimentálně.

Modulace

V pásmu VKV se používá pro analogový přenos hlasu pouze amplitudová modulace s oběma postranními pásmy AM DSB (A3E). L10/III vyžaduje hloubku modulace 85 %.
Ve vojenském pásmu UKV se používají v zásadě dva typy modulací: amplitudová modulace s dvěma postranními pásmy (AM DSB) a frekvenční modulace.
STANAG 4205 stanovuje při analogovém přenosu hlasu použití úzkého pásma s minimální hloubkou modulace 85 %. Pro přenos digitalizovaného hlasu/dat s bitovou rychlostí 16 kbs-1 (Vinson kodéry – např. ELCRODAT) se používá stejná modulace jako v předchozím případě, ale v širokém pásmu. STANAG 4205 doporučuje pro přenos digitalizovaného hlasu/dat implementaci FM modulace s kmitočtovou deviací 5,5 kHz ±1 kHz. Samostatnou kapitolou je implementace modulu pro interoperabilitu v rámci sítě Link 22 (NILE).
MIL-STD-188-243 určuje pro přenos analogového hlasu modulace AM a FM. Pro FM stanovuje deviaci 5 kHz ±1 kHz v úzkém pásmu a 20 kHz ±5 kHz v širokém pásmu.
Radiostanice LUN3520 umožňuje analogový přenos hlasu s AM DSB a hloubkou modulace 90 ± 10 %. Radiostanice ARC 210 umožňuje analogový přenos hlasu s AM DSB s minimální hloubkou modulace 85 % a FM s deviací 5,6 kHz ±0,5 kHz v úzkém pásmu a 20 kHz ±2 kHz v širokém pásmu.

Selektivita

Selektivita je schopnost přijímače vybrat ze spektra vstupní ch signálů užitečný signál a ostatní potlačit. V praxi se používá označení blízká selektivita pro schopnost potlačení

sousedních kanálů příjmu a vzdálená selektivita pro potlačení parazitních kanálů příjmu, jako je zrcadlový kmitočet, IM produkty 3. řádu a mezifrekvenční kmitočet.
Blízká selektivita je v MIL-STD-188-243 definována pro zvlášť úzké a široké pásmo. Úzké pásmo propustnosti přijímače musí být pro potlačení ne větší než 6 dB alespoň 24 kHz. Potlačení o 60 dB musí být dosaženo při šířce pásma odladění o maximálně 50 kHz a potlačení o 100 dB při šířce pásma odladění o maximálně 2 MHz. Široké pásmo propustnosti přijímače musí být pro potlačení ne větší než 6 dB alespoň 70 kHz. Potlačení o 60 dB musí být dosaženo při šířce pásma odladění o maximálně 140 kHz. U vzdálené selektivity je udáváno potlačení alespoň o 80 dB.
STANAG 4205 u tohoto parametru udává pouze doporučení. Pásmo propustnosti přijímače musí být takové, aby zeslabení signálu s normální modulací nepřesáhlo 5 dB při odladění od jmenovitého kmitočtu pracovního kanálu o ±11 kHz. Charakteristika selektivity přijímače musí být taková, aby se zabezpečovalo zeslabení signálů odladěných od jmenovitého kmitočtu pracovního kanálu o ±25 kHz alespoň o 60 dB a odladěných o ±1 MHz alespoň o 100 dB
Vzdálená selektivita je jednoznačně definována pouze v MIL-STD-188-243, kde je uvedeno potlačení parazitních kanálů příjmu o minimálně 80 dB. STANAG 4205 se tímto parametrem nezabývá.
Vzdálená selektivita radiostanice LUN3520 je v pásmu UKV definována potlačením parazitních kanálů příjmu o 60 dB.

V následující tabulce jsou shrnuty hodnoty parametrů leteckých radiostanic LUN3520.17 a ARC 210 s normami a doporučeními.

Parametr Vysílač	LUN 3520.17	ARC 210	L10/III část II	RTCA DO-186A	MIL-STD-188-243	STANAG 4205
Výstupní výkon	≥15W (6W±2W snížený)	10÷15 W	Takový, aby zajistil v místě příjmu intenzitu pole 20 µV/m (-120 dBW/m²)	Vysílač třídy 3 a 5: 16W Vysílač třídy 4 a 6: 4W	Neřeší	Neřeší
Frekvenční stabilita	5 ppm	Nezjištěno	±0,003 % pro odstup 25 kHz ±0,0005 % (5 ppm) pro odstup 8,33 kHz	Vysílač třídy 3 a 4: ±0,003 % Vysílač třídy 5 a 6: ±0,0005 % (5 ppm)	Změna maximálně o 1 ppm za den, ale maximálně do 2 ppm za 30 dnů a pak 1 ppm za dalších 30 dnů.	±2 kHz
NF odezva	Nezjištěno	Úzké pásmo: 500 ÷ 3500 Hz / +1 dB, -3 dB Široké pásmo: 10 Hz ÷ 21,3 kHz / +1 dB, -3 dB	350 – 2500 Hz	350 – 2500 Hz / 6dB	Úzké pásmo: 300 ÷ 3500 Hz / ±2 dB vůči úrovni při 1 kHz Široké pásmo: 20 Hz ÷ 20 kHz / ±3 dB vůči úrovni při 1 kHz	300 ÷ 3400 Hz / ±2 dB vůči úrovni při 1 kHz
Modulace	AM DSB (90±10 %)	AM DSB (85 ÷ 100 %) FM (deviace 5,6 kHz ±0,5 kHz v úzkém pásmu a 20 kHz ±2 kHz v širokém pásmu)	AM DSB (A3E) >85 %	AM DSB (>70 % při 1000 Hz)	AM nezjištěno FM (deviace 5 kHz ±1 kHz v úzkém pásmu a 20 kHz ±5 kHz v širokém pásmu)	Analogový hlas: AM DSB (>85 %) v úzkém pásmu Digitální hlas a data (16 kbs^{-1}): AM DSB (>85 %) a FM (deviace 5,5 kHz ±1 kHz) v širokém pásmu

Tab. 4-1a: Srovnání parametrů vysílače s normami a doporučeními

Parametr Přijímač	LUN 3520.17	ARC 210	L10/III část II	RTCA DO-186A	MIL-STD-188-243	STANAG 4205
NF odezva		Úzké pásmo: 300 ÷ 3000 Hz / +1 dB, -3 dB Široké pásmo: 30 Hz ÷ 25 kHz / +2 dB, -4 dB	350 – 2500 Hz	350 – 2500 Hz / 6dB	Úzké pásmo: 300 ÷ 3500 Hz / ±2 dB vůči úrovni při 1 kHz Široké pásmo: 20 Hz ÷ 20 kHz / ±3 dB	300 ÷ 3400 Hz / ±2 dB vůči úrovni při 1 kHz
Citlivost	Lepší než 3 µV (-97 dBm) při (S+N)/N=10 dB	1,58 µV (-103 dBm) při (S+N+D)/(N+D)=10 dB Platí pro AM.	75 µV/m (-109 dBW/m^2) při (S+N)/N=15dB a m=50%	10 µV (-87 dBm) při (S+N)/N=6dB	Úzké pásmo: 1,5 µV (-103,5dBm) (S+N)/N=10dB Široké pásmo: 2 µV (-101dBm) (S+N)/N=10dB Oboje platí pro AM.	Neřeší
Blízká selektivita	Viz L10/III	Úzké pásmo: -6 dB / >±17,5 kHz -52 dB / <±38 kHz Široké pásmo: -6 dB / >±34 kHz -52 dB / <±85 kHz	Odstup 8,33 kHz: Efektivní akceptační šířka pásma ±3,462 kHz >-40 dB / ±6,5 kHz >-60 dB / ±8,33 kHz Odstup 25 kHz: >-40 dB / ±17 kHz >-50 dB / ±25 kHz	Přijímač třídy D: <-6 dB / ±3 kHz >-60 dB / ±22 kHz	Úzké pásmo: -6 dB / >24 kHz -60 dB / <50 kHz -100 dB / <2 MHz Široké pásmo: -6 dB / >70 kHz -60 dB / <140 kHz	Doporučené hodnoty: -5 dB / >±11 kHz -60 dB / <±25 kHz -100 dB / <±1 MHz
Vzdálená selektivita	Parazitní kanály příjmu (včetně zrcadlového kmitočtu): -80 dB v pásmu VKV a -60 dB v pásmu UKV	1., 2. a 3. zrcadlový kmitočet (pokud je použit): -80 dB		Je určeno, ale nelze jednoduše porovnat.	-80 dB	Neřeší

Tab. 4-1b: Srovnání parametrů přijímače s normami a doporučeními

5 Výsledky experimentálních měření radiostanice LUN 3520.17

Výše uvedené vybrané parametry v pásmu UKV byly experimentálně ověřeny na radiostanici typu LUN 3520.17. Měření bylo prováděno s použitím stendu, který je k dispozici na katedře a testovacího přístroje IFR 2948. Byly měřeny základní parametry přijímače (výstupní výkon, frekvenční stabilita a užitečná citlivost) a ze speciálních parametrů NF odezva přijímače a blízká selektivita. Měření byla prováděna na kanálech 225, 305 a 395 MHz. Zapojení měřících pracovišť odpovídá metodice uvedené v RTCA DO-186, nicméně hodnoty parametrů testovacích signálů, rozladění atp. byly upraveny ve shodě s STANAG 4205, popř. MIL-STD-186.

Citlivost

Citlivost byla měřena standardním testovacím signálem s modulačním kmitočtem F_m=1kHz, m=30% tak, aby bylo dosaženo poměru (S+N)/N=10dB na výstupu přijímače.

Parametr	225 MHz	305 MHz	395 MHz
Užitečná citlivost	1,07 µV	1,07 µV	1,22 µV

Výstupní výkon

Parametr	225 MHz	305 MHz	395 MHz
Výstupní výkon	17,2 W	16,8 W	17,2 W

Frekvenční stabilita

Parametr	225 MHz	305 MHz	395 MHz
Frekvenční stabilita	0,84 ppm	0,98 ppm	0,96 ppm

Blízká selektivita

Pro měření blízké selektivity byla nejdříve stanovena referenční hodnota na výstupu radiostanice, pokud byl na vstup přiváděn testovací signál s modulačním kmitočtem F_m=1kHz, m=30% a úrovní 3 µV, která odpovídá citlivosti radiostanice. Poté byla úroveň vstupního signálu zvýšena o 5dB na hodnotu 5,33 µV a kmitočet testovacího signálu rozlaďován na jednu i druhou stranu tak, aby na výstupu bylo opět dosaženo referenční hodnoty. Obě zjištěné hodnoty byly zaznamenány. Obdobně se postupovalo i v dalším kroku, kdy byla úroveň vstupního signálu nastavena na 300 µV. (o 60 dB vůči referenční testovacímu signálu).

Parametr	225 MHz	305 MHz	395 MHz
Referenční hodnota 0 dB	27,8 V	28,2 V	28,2 V
-5dB	-11,78 kHz/+11,38 kHz	-11,66 kHz/+7,65 kHz	-11,12 kHz/+7,63 kHz
-60 dB	-15,76 kHz/+14,76 kHz	-15,43 kHz/+14,71 kHz	-11,96 kHz/+14,60 kHz

Pozn. Křivka selektivity pro -100 dB nemohla být změřena.

NF odezva přijímače

Na vstup radiostanice byl přiveden standardní testovací signál (F_m=1kHz, m=30%) s úrovní 1 mV a byla zaznamenána referenční hodnota na NF výstupu přijímače. Poté byl měněn modulační kmitočet a zaznamenávány jednotlivé hodnoty na NF výstupu přijímače.

Parametr	225 MHz NF výstup [V]	305 MHz NF výstup [V]	395 MHz NF výstup [V]
300 Hz	11,5	11,8	11,8
350 Hz	18,6	18	18,2
370 Hz	20,1	19,1	19,3
400 Hz	21,6	20,2	20,4
500 Hz	23,4	23,8	25,6
750 Hz	23,2	23,2	22,6
1000 Hz	25,6	25,6	25,2
2000 Hz	28,2	28,2	28,2
2500 Hz	26,6	26,6	26,8
3000 Hz	19,5	19,6	19,5
3100 Hz	17,6	17,6	17,6
3200 Hz	15,7	15,7	15,7
3300 Hz	13,8	13,9	13,8
3400 Hz	12,1	12,1	12,1
3500 Hz	10,4	10,4	10,4

Jestliže požadujeme, aby se NF odezva přijímače pohybovala v rozmezí / ±2 dB vůči úrovni při 1 kHz, pak referenční hodnotě 25,6 V, resp. 25,2V odpovídají hraniční hodnoty 32,2 V a 20,33 V, resp. 31,72 V a 20,01 V.

6 Závěr

Z rozboru norem a doporučení uvedeného v kapitole 1 až 4 vyplývá, že pro ověřování leteckých radiostanic pracujících jak v pásmu VKV 117,975-136,975 MHz, tak v pásmu UKV 225-400 MHz nemůžeme uplatňovat stejnou metodiku ověřování parametrů, protože především na radiostanice pracující v druhém jmenovaném pásmu jsou kladeny přísnější požadavky, jako je např. NF odezva.

Jak vyplývá z výsledků experimentálního ověření, radiostanice LUN3520.17 plně vyhovuje vojenským standardům a doporučením pro pásmo UKV z hlediska základních parametrů (výstupní výkon, frekvenční stabilita a citlivost přijímače). Z hlediska selektivity není možné provádět kategorický závěr, zda radiostanice vyhovuje, či nikoliv, z důvodu odměření pouze jedné radiostanice tohoto typu. Parametrem, který nevyhovuje, je ale NF odezva přijímače, která vychází pravděpodobně z civilních požadavků pro pásmo VKV a při případné implementaci STANAG 4205 by musela být upravena.

Literatura

[1] Allied Signal Electronics & Avionics Systems. KTR 909/909B Bendix/King UHF Communication Transceivers. 1997.

[2] RTCA. DO-160C Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. Washington : RTCA, 1989.

[3] RTCA. DO-186A Minimum Operational Performance Standards For Airborne RadioCommunications Equipment Operating Within The Radio Frequency Range 117.975 - 137.000 MHz. Washington : RTCA, 1995.

[4] Department Of Defense - USA. MIL-STD-188-243 Tactical Single Channel Ultra High Frequency (UHF) Radio Communications. Washington : Department Of Defense - USA, 1989.

[5] NATO Standardization Agency. STANAG 4205 C3 (Edition 3) - Technical Standards For Single Channel UHF Radio Equipment. Brussels : NATO Standardization Agency, 2005.
[6] Department Of Defense - USA. MIL-E-5400 Military Specification, Electronic Equipment, Airborne, General Specification For. Washington : Department Of Defense - USA, 1986.
[7] Department Of Defense – USA. MIL-STD-461F Requrements For The Control Of Electromagnetic Interference Characteristics Of Subsystems And Equipment. Washington : Department Of Defense - USA, 2007.
[8] Rockwell Collins. Performance Description Document AN/ARC-210(V) Family Of Equipment. s.l. : Rockwell Collins, 1997.
[9] Ministerstvo dopravy České republiky. Letecký předpis o civilní telekomunikační službě, svazek III – komunikační systémy, část II – systémy přenosu hlasu, L10/III. 2009.
[10] Mesit přístroje. Technický popis LUN3520.17.

Dedikace

Tento článek vznikl za podpory Ministerstva obrany České republiky (Výzkumný záměr č. No. MO0FVT 0000403).

Eliminace selhání způsobených nevhodným vlivem lidského činitele při návrhu a vývoji

Ing. Vladimír Michalík
Mesit přístroje spol. s r.o., Uherské Hradiště,
email: v.michalik@msp.mesit.cz, tel.: +420-572-522-803

Resumé:

„29. září 2006. Úplně nový, brazilský letoun Embraer Legacy 600 se srazil s protiletícím Boeingem 737. Malý letoun přistál, velký se zřítil do amazonského pralesa. Zahynulo všech 148 cestujících a 6 členů posádky Boeingu. Rozborem záznamů se mimo jiné ukázalo, že v Legacy byl vypnut automatický odpovídač. K vypnutí došlo nejspíše náhodou.“

Příspěvek se zabývá problematikou eliminace selhání způsobených nežádoucím vlivem lidského činitele, zejména interakci člověk-stroj, při návrhu a vývoji leteckých přístrojů.

1 Úvod

Lidský Činitel (Human Factor) stojí za veškerou lidskou činností, létání nevyjímaje. Zvyšování bezpečnosti létání cestou bezporuchovosti technologií naráží na své hranice. Důkazem toho jsou „nepochopitelné“ letecké nehody naprosto správně fungující letecké techniky.

2 Lidský činitel v letectví

2.1 Letecké nehody s nežádoucím vlivem lidského činitele

Zde si dovoluji uvést některé typové ukázky leteckých nehod s nežádoucím vlivem lidského činitele.

18.8.1975 u 47. pzlp (VÚ 8863) došlo ke katastrofě, při níž zahynul pilot 2. letky, por. Jiří Drahovzal. Při provádění průzkumného letu na letounu MiG-21R č. 2083 **vlétnul do mlhy a nízké oblačnosti** a zachytil se o zalesněný svah kopce u Červeného Kostelce.
3.1.1984 u toho samého pluku zahynuli při letecké katastrofě L-29R č. 3236 pplk. Ivo Pachol a kpt. Jaroslav Staněk. Piloti vyletěli na přímý průzkum počasí, ale tři kilometry jižně od Chlumce nad Cidlinou v ostrém úhlu vletěli do země. Komise stanovila jako příčinu letecké katastrofy **svévolnou změnu letového úkolu**, při níž začali piloti provádět techniky vyšší pilotáže v nízké výšce. Do země narazili v okamžiku, kdy se snažili vybrat zvrat.[1]
20. prosince 1995, let 965 z floridského Miami International Airport do kolumbijského Cali. 159 lidí zemřelo poté, co Boeing 757 narazil do kolumbijských hor. Všechny palubní systémy přitom byly plně funkční. O pohodlný let se staraly nejmodernější systémy té doby. Flight Management Systemy (FMS) které umí, poté, co jsou do něj zadána správná data, řídit let letadla víceméně od startu do přistání. Pro pilota je to ten nejlepší pomocník. V případě letu 965 se ale **špatné použití FMS** stalo letadlu osudným. Vyšetřování odhalilo mnoho nedostatků, které samy o sobě nemusely mít na havárii žádný dopad. Jejich kombinace byla bohužel smrtící. Část viny šla na firmy zodpovědné za vstupní data navigačního systému. Když totiž kapitán hledal radiomaják ROZO, netušil, že označení R, které v mapách našel, bylo v Kolumbii použito vícekrát. [2]

29. září 2006, Brazílie. Zbrusu nový, luxusní brazilský letoun Embraer Legacy 600 se potkávací rychlostí 1600 km/h srazil s protiletícím Boeingem 737. Malý letoun dokázal přistát, velký se s amputovaným křídlem zřítil do amazonského pralesa. Ze zapisovačů bylo zjištěno, že oba letouny dlouhodobě udržovaly stejnou letovou hladinu 37 tisíc stop. Počítač dispečera automaticky změnil výšku podle letového plánu, aniž by na to nějak upozornil letové dispečery. Posádky, přestože obě letadla byla vybavena moderním zařízením TCAS (Traffic Collision Avoidance System – protisrážkový systém), bezprostředně před srážkou neobdržely žádné varování. Analýzou záznamů z brazilského dispečinku se ukázalo, že u Legacy v průběhu letu došlo k vypnutí automatického odpovídače. Věž automaticky přepnula na radar, který ukazuje, obzvláště o výšce, nepřesné informace. K vypnutí odpovídače došlo nejspíše náhodou. Opěrka na nohy, které mohou piloti využít, byla blízko ovladače odpovídače. Pokusy ukázaly, že mohlo dojít k **náhodnému vypnutí odpovídače** špičkou boty. Systém přitom na vypnutí nijak zvukově neupozorňoval, pouze malý žlutý nápis "Standby" (pohotovostní režim) informoval piloty o tom, že odpovídač není aktivní. Proč na neaktivní odpovídač neupozornili posádku dispečeři? Pravděpodobně si toho sami nevšimli. Ani jim nezablikal žádný poplach, neozval se žádný varovný zvuk. Pouze se u výšky zobrazilo místo symbolu "=" písmeno "Z". Je pravděpodobné, že si toho dispečeři nevšimli, a nepokusili se tak piloty kontaktovat s žádostí o vysvětlení nebo znovuzapnutí. Nefunkční odpovídač byl zároveň klíčem i k další záhadě - systém TCAS je závislý na údajích z odpovídačů ostatních letadel. V případě, že je některé z nich příliš blízko, piloty okamžitě varuje. Ale letadlo s nefunkčním odpovídačem pro něj jakoby neexistovalo. [3]

2.2 Definice leteckých nehod

V civilním letectví

Leteckou nehodou (LN) je událost spojená s provozem letadla, ke které došlo od okamžiku nastoupení kterékoliv osoby do letadla za účelem letu do okamžiku vystoupení kterékoliv osoby, a při které

a) došlo ke smrtelnému nebo těžkému zranění kterékoliv osoby následkem
   1. přítomnosti v letadle,
   2. přímého kontaktu s kteroukoli částí letadla, včetně části, která se od letadla oddělila, nebo
   3. přímým působením proudu plynů vytvořených letadlem,

s výjimkou případů, kdy ke zranění došlo z přirozených příčin, nebo bylo způsobeno samotným zraněným nebo jinou osobou, nebo jestliže zraněným byla osoba ukrývající se mimo prostory obvykle dostupné cestujícím nebo posádce letadla,

b) bylo letadlo zničeno nebo poškozeno tak, že byla nepříznivě ovlivněna pevnost konstrukce, výkon nebo letové charakteristiky letadla, a uvedené si vyžaduje větší opravu nebo výměnu zničených nebo poškozených částí, s výjimkou poruchy nebo poškození motoru, jeho krytu nebo příslušenství, nebo došlo-li k poškození okrajových částí křídel, vrtulí, antén, pneumatik, brzd, aerodynamických krytů nebo k malým vrypům do potahu letadla nebo k jeho proražení, nebo

c) letadlo je nezvěstné nebo je na nepřístupném místě.

Incidentem je událost jiná než letecká nehoda spojená s provozem letadla, která může ovlivnit bezpečnost leteckého provozu.

Vážný incident je incident, jehož okolnosti nasvědčují tomu, že došlo téměř k letecké nehodě. [4]

Ve vojenském letectví
V AČR se letecké nehody z pohledu jejich závažností dělí na:

- **Katastrofa** – událost spojená s provozem letadla jehož následek je ztráta života
- **Havárie** – událost vedoucí ke zničení letadla, ale bez ztrát na životech
- **Poškození** – událost spojená s provozem letadla jehož následek je opravitelné poškození letecké techniky

Vyřešené události, které mohly směrovat k leteckým nehodám se klasifikují jako **předpoklady k leteckým nehodám** (PLN).

2.3 Lidský činitel

Není jisté kým a kdy byl pojem lidský činitel (LČ;) poprvé použit, nicméně jeho odborná definice, tak jak ji známe dnes, spatřila světlo světa někdy před druhou světovou válkou v USA. V meziválečném období se totiž těšila velkému zájmu tzv. psychotechnika, což je disciplína, která se zaobírá zkoumáním psychologických vlastností člověka, na jejichž základě lze uskutečňovat výběr pracovníků pro určité profesní obory. LČ byl tedy zkoumán spíše pro účely nalézání způsobů dosahování maximálního pracovního výkonu jednotlivců, či pro potřebu řízení lidských zdrojů, než pro posilování efektivity pracovního systému, tj. spolehlivosti výkonu, kvality a také bezpečnosti, tak jak jej vnímáme dnes. V současnosti tento pojem představuje soubor vlastností a schopností člověka, posuzovaných především z hledisek psychologických a fyziologických, které vždy nějakým způsobem v dané situaci ovlivňují výkonnost, efektivnost a spolehlivost pracovního systému.
Chyba způsobená člověkem v komplexním systému mohla být vyvolána špatným návrhem, stimulována neadekvátním výcvikem, špatně vytvořenými provozními postupy, nedokonalým konceptem, eventuelně nevhodným zpracováním standardních operačních postupů nebo manuálů. Termín „Ergonomika“, pocházející z řeckých slov „ergon“ (práce) a „nomos“ (přírodní zákon), je definován jako „věda o výkonnosti člověka v jeho pracovním prostředí“. Někteří autoři tento termín používají v úzkém pojetí pouze pro studium vztahů člověk – stroj, jindy v mnohem širším pojetí, téměř ekvivalentní termínu LČ, kdy pojem ergonomika pak zahrnuje i oblast lidské výkonnosti a chování.

2.4 Lidský činitel v obchodní letecké dopravě

Během let se ukázalo, že zhruba tři ze čtyř LN měly svoji příčinu v jiné, než optimální lidské výkonnosti. Takovéto příčiny byly v minulosti většinou klasifikovány termínem „chyba pilota“. Obecně existují dva základní typy LN: ZTRÁTA ŘÍZENÍ (Loss of Control) a ŘÍZENÝ LET DO TERÉNU (CFIT - Controlled Flight into Terrain). Ztráta řízení je většinou způsobena technickou závadou či špatnou pilotáží např. při špatných meteorologických podmínkách. Řízený let do terénu je způsoben chybou letové posádky nebo řízením letového provozu, kdy dojde ke střetu normálně fungujícího letadla s terénem. V obou případech má největší vliv lidský činitel; nejčastější příčinou leteckých katastrof je tedy selhání člověka.
V obchodní letecké dopravě se nežádoucí aspekty lidského činitele dnes podílí na cca 80 % příčin leteckých nehod a incidentů, proto se těžiště snah o dosažení její maximální bezpečnosti musí přesunout na zajištění optimální výkonnosti letových posádek a maximální eliminaci lidských chyb a nekázně, což je jednou ze základních domén komplexní vědní disciplíny Lidského činitele. [5]

Příčiny LN s následkem smrti v desetiletích (%)							
	Dekáda (xxx0 – xxx9)						
Příčina	1950	1960	1970	1980	1990	2000	Průměr
Chyba pilota	40	32	24	25	27	26	29
Chyba pilota (v souvislosti s počasím)	11	18	14	17	21	17	16
Chyba pilota (ve vztahu k letounu)	7	5	4	2	4	3	5
Chyba pilota celkem	**58**	**57**	**42**	**44**	**53**	**46**	**50**
Jiná lidská chyba	0	8	9	6	8	8	6
Počasí	16	10	13	15	9	9	12
Mechanické selhání	21	20	23	21	21	28	22
Sabotáž	5	5	11	13	10	9	9
Jiná příčina	0	2	2	1	0	1	1
Podíl LN s nežádoucím vlivem LČ*	**61**	**67**	**57**	**57**	**67**	**59**	**62**

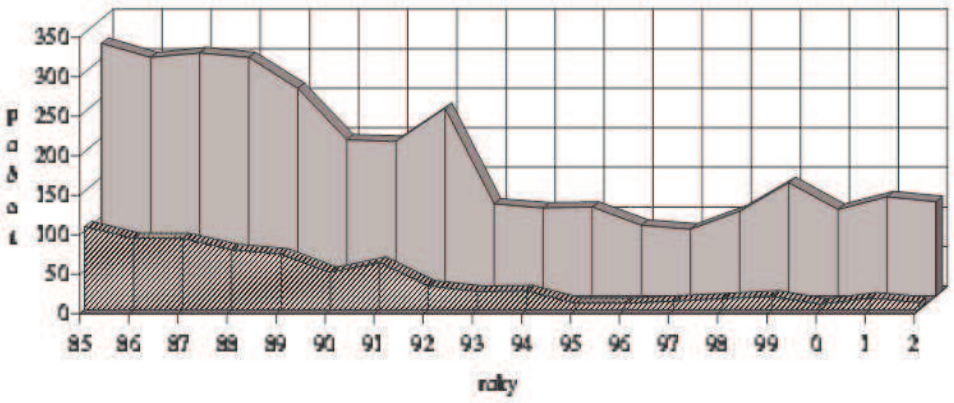
* Bez započtení „Sabotáže“

Tab. 2-1: Příčiny LN v obchodní letecké dopravě s následkem smrti v desetiletích [6]

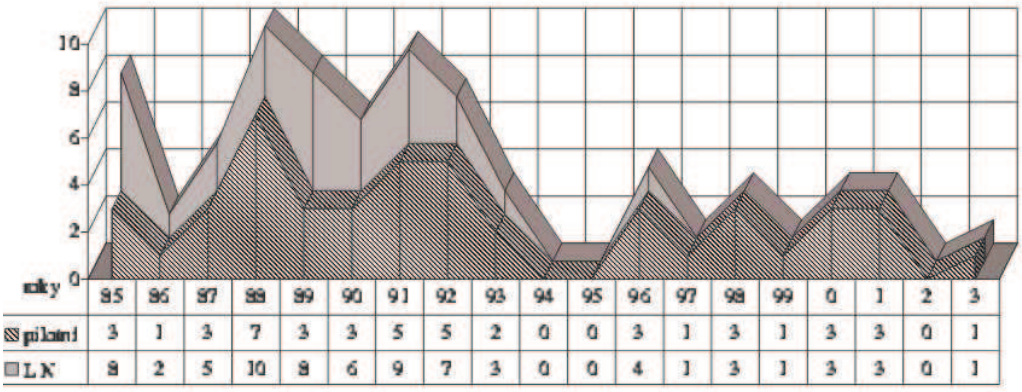
Výše zmíněna tabulka byla vytvořena z databáze nehod publikované na PlaneCrashInfo.com a představuje asi 1300 nehod s následkem smrti obchodních letounů celosvětově od roku 1950 do roku 2009, u kterých je známa jejich příčina. Nejsou zde zahrnuty letouny s méně než 10 lidmi na palubě, vojenské, soukromé letouny a vrtulníky.
Chyba pilota (v souvislosti s počasím) představuje nehody, kde hrála roli chyba pilota, která ale byla zapříčiněna nějakým jevem spojeným s počasím.
Chyba pilota (ve vztahu k letounu) představuje nehody, kde hrála roli chyba pilota, která však byla zapříčiněna nějakou poruchou letadla.
Chyba pilota celkem je suma všech různých pilotních chyb.
Jiná lidská chyba zahrnuje chyby řídících letového provozu, nesprávné naložení letadla, kontaminované palivo, nesprávná údržba apod.
Sabotáž představuje nehody způsobené výbušninami, sestřelením a únosy.
Když byla nehoda způsobena více faktory, tak za relevantní byla vzata ta nejzávažnější.

2.5 Lidský činitel ve vojenském letectví ČR

Vzhledem k tomu, že výsledky vyšetřování vojenských LN nejsou běžně zveřejňovány, následující údaje jsou výsledkem porovnání dostupných veřejných zdrojů. Na základě těchto zdrojů lze říci, že podíl nežádoucího vlivu LČ na PLN, hlavně LN je vysoký.



Obr. 2-1: Předpoklady k LN (v AČR/ČSLA) a podíl lidského faktoru [7]



Obr. 2-2: LN (v AČR/ČSLA) z pilotní příčiny [7] [8]

3 Model SHELL

Model SHELL je jeden z velmi praktických diagramů, který znázorňuje pojmový model LČ pomocí blokového schématu, kde jednotlivé bloky zobrazuji různé komponenty LČ. Tento model, představen v roce 1972 prof. Edwardem a následně modifikovaný v roce 1975 prof. Hawkinsem, byl pojmenován podle názvu jednotlivých použitých bloků kde:

S Software (postupy, symboly, atd.)

H Hardware (stroj)

E Environment (prostředí, ve kterém se odehrává interakce S – H – L)

L Liveware (člověk, jedinec v centru zájmu)

L Liveware (lidé, se kterými je jedinec v centru zájmu v nějakém vztahu)

Obr. 3-1: SHELL model LČ [9]

- **L – S rozhraní**

  Toto rozhraní zahrnuje člověka a „nefyzikální“ aspekty systému jako jsou provozní postupy, vzhled manuálů a kontrolních listů, používaná symbolika nebo počítačové programy. Problémy na tomto rozhraní bývají mnohem méně hmatatelné a jsou

v zásadě mnohem hůře řešitelné (např. špatná interpretace kontrolních listů nebo použité symboliky).

- **L – E rozhraní**

  Toto rozhraní bylo v letectví objeveno jako jedno z prvních. V počátcích se adaptace týkala především přizpůsobení člověka na fyzikální vlastnosti prostředí, do kterých by se během letu mohl dostat (např. helma, skafandr, kyslíkové vybavení, anti-G oblek, atd.), později nastal trend přizpůsobování prostředí fyziologickým potřebám člověka (např. přetlakové a klimatizované kabiny, snižování hlučnosti v kabině, atd.). V současné době se pojí k tomuto rozhraní další výzvy, jako např. snižování ozónového a radiačního rizika při letech ve velkých výškách, problémy s narušením biologického rytmu a s ním spojené poruchy spánku jako důsledek zvýšení rychlosti a délky letů přes několik časových pásem. Zatímco iluze a dezorientace bývají u kořenů mnoha LN, L – E rozhraní musí zahrnovat i poruchy vnímání způsobené podmínkami prostředí, např. během fází přiblížení na přistání a přistání. Letectví dále působí v kontextu globálních politických a ekonomických omezení, které musí být také brány v úvahu v souvislosti s tímto rozhraním. Avšak možnost modifikace těchto vlivů leží mimo možnosti odborníků na LČ a tudíž by měly být adresovány managementu leteckých provozovatelů.

- **L – L rozhraní**

  Toto je rozhraní mezi lidmi. Letecký výcvik a přezkušování byl tradičně uskutečňován na individuální bázi. Pokud každý z členů letové posádky (LP) byl dostatečně odborně způsobilý, mělo se za to, že tým /LP/ složený z takto připravených lidí je odborně zdatný a efektivní jako celek. Není tomu ale vždy tak a během uplynulých let se pozornost odborníků na LČ stále více upírá na selhávání týmu. Fungování LP na skupinové bázi a skupinové vlivy hrají svoji roli v determinování chování a výkonnosti. V tomto rozhraní jsou důležité takové aspekty jako vůdcovství, spolupráce v posádce, týmová práce nebo mezilidské vztahy obecně.

- **L – H rozhraní**

  Toto rozhraní je nejčastěji zmiňováno v případě, že mluvíme o systému člověk – stroj, jako např. návrh :
  - sedadel, které budou odpovídat rozměrovým charakteristikám člověka
  - zobrazovacích jednotek, které budou odpovídat smyslovému systému a systému zpracování informací uživatelem
  - systému řízení, který bude odpovídat orientačnímu smyslu člověka v prostoru, atd.

  Je třeba zdůraznit, že člověk/uživatel si ani nemusí uvědomit nedostatky na L – H rozhraní, i kdyby měly vyústit v katastrofu, protože přirozená lidská schopnost adaptovat se dokáže tyto nedostatky zakrýt, i když tím přirozeně nezmizí jejich přítomnost a rizikový potenciál, kterého si musí být vědomi především konstruktéři.

4 Pravidla pro návrh nebo výběr systémů a zařízení

Vývojoví pracovníci ale také i lidi zabývající se akviziční činností a odborníci na LČ musí připustit, že lidské prvky, jejich výkonnost v provozních systémech, vyžaduje uvažování při návrhu podobné tomu, které je běžné při návrhu u jiných systémových prvků jako jsou HW a SW. Obecné zásady, jejíchž dodržování přispívá k efektivním a bezpečným systémům, vycházejí z:

- **JEDNODUCHOSTi**
- **STANDARDIZACE**
- **BEZPEČNOSTi**
- **ODOLNOSTi (ROBUSTNOSTi).**

4.1 Jednoduchost

Systémy nebo zařízení musí být tak jednoduché, jak jen je to možné, v souladu s požadovanými člověk-stroj funkcemi systému, ale kompatibilní s předpokládanými koncepty údržby. Výsledný systém nebo zařízení by měly být udržovatelné, provozovatelné a opravitelné v předpokládaném provozu a podmínkách údržby pomocí personálu vyžadujícího minimální výcvik.
Zařízení navržené jednoduše je obecně více spolehlivé a snadnější pro provoz a údržbu. Když jsou porovnávané návrhy z pohledu LČ, jednodušší návrh je obvykle i méně náchylný na pochybení člověka. [10]

4.2 Standardizace hardwaru a rozhraní

Navrhované zařízení a jeho rozhraní člověk-stroj by měly být standardizované na úrovni praktického použití a slučitelné s účely a funkcemi systému. Zařízení se stejnými funkcemi by měla mít podobné nebo stejné rozhraní člověk-stroj.

4.3 Standardizace Software

SW, včetně dokumentace, by měl být standardizovaný tak, jak je to jen možné, aby využití běžných funkci vyžadovalo stejné postupy, byla použitá stejná nebo podobná terminologie a uživatelské rozhraní.

4.4 Standardizace údržby

Stejné rozhraní, spínače nebo vypínače a konektory by měly být používané v celém systému. Podobné ovládací prvky, zobrazovací jednotky, popisky, kódy a štítky, schémata uspořádání (ovládaní nebo i celků) by měly být stejné pro běžné funkce.
Standardizace zjednodušuje procedury údržby, redukuje požadavky na nástroje, snižuje možnost lidské chyby, zkracuje čas na výcvik, snižuje požadavky na zručnost a dovednost personálu, zásoby náhradních dílů a dokumentace.

4.5 Zřetelná identifikace, rozhraní a vzájemné propojení

Jednotky zařízení, které mají rozdílné funkce, musí být zřetelně identifikovatelné (výrazně různý vzhled). Zařízení s různými funkcemi musí mít zřetelně rozdílné rozhraní (ovládací a zobrazovací prvky, konektory…) tak, aby se vyloučilo chybné použití (např. ovládání brzdícího padáku - Vypuštění/Odhození; ovládání zbraní - Odjištění/Použití/Odhození; logické propojení ovládání podvozku a klapek atd.).

4.6 Návrh pro použití běžného nářadí

Kdykoliv je to jen možné, návrh systému a zařízení musí minimalizovat potřebu dodatečného vybavení, počet nástrojů a nářadí potřebného pro údržbu. Návrh musí sledovat vizi, aby údržba byla proveditelná bez speciálního nářadí a přípravků pouze s běžným nářadím.

4.7 Bezpečnost

Návrh systému a zařízení by měl zohledňovat platná kritéria osobní a systémové bezpečnosti. Tato kriteria zahrnují to, že minimalizují lidské pochybení za normálních, zhoršených a havarijních podmínek a v nepříznivém prostředí. Takto navržená bezpečnostní kritéria musí být prověřena během vývojových zkoušek.

4.8 Fail-safe design (návrh s jištěním)

Návrh se zabezpečením proti selhání se musí provádět pro systémy, jehož selhání může způsobit havarijní poškození, poranění obsluhy nebo nevhodnou činnost systému nebo zařízení.

4.9 Odolnost/robustnost

Systémy a zařízení musí být dostatečně robustné, aby odolaly zacházení během provozu, údržby, skladování a dopravy za enviromentálních podmínek dle platných technických specifikací.

5 Závěr

Závěrem je potřebné dodat, že „bezpečnost“ průmyslových technologií a procesů byla po celé minulé století postavena především na snaze o co „technicky“ nejdokonalejší (nejlépe bezporuchové) technologie. Mnohé havárie s nedozírnými následky, především v chemickém nebo jaderném průmyslu, však poukázaly na velké slabiny tohoto přístupu, protože za většinou příčin takových krizových situací dnes stojí lidské selhání.

Literatura/Zdroje

[1] http://www.pavpec.info/47pzlp.html
[2] http://en.wikipedia.org/wiki/American_Airlines_Flight_965
[3] http://en.wikipedia.org/wiki/Gol_Transportes_A%C3%A9reos_Flight_1907
[4] § 55 Zákona č. 49/1997 Sb., o civilním letectví a o změně a doplnění zákona č. 455/1991 Sb., o živnostenském podnikání (živnostenský zákon), ve znění pozdějších předpisů, jak vyplývá ze změn provedených zákonem č. 189/1999 Sb., zákonem č. 146/2000 Sb., zákonem č. 258/2002 Sb., zákonem č. 167/2004 Sb. a zákonem č. 225/2006 Sb.
[5] SMRŽ, V.: Zvyšování bezpečnosti letecké dopravy prostřednictvím eliminace nežádoucích aspektů lidského činitele. Ostrava, VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta bezpečnostního inženýrství, 2007, 119 stran
[6] http://www.planecrashinfo.com/cause.htm
[7] SÁZEL, M., PAVLÍK, J.:Vojenské letecké nehody a prostorová dezorientace, Vojenské zdravotnické listy, ročník LXXIV, 2005, č. 3-4, 7 stran
[8] http://cs.wikipedia.org/wiki/Letecké_nehody_vojenských_strojů_ČR
[9] ICAO Circular 216-AN/131, Montreal, ICAO, 1989, 38 stran
[10] Wagner, D., Birt, J.A., Snyder, M. Duncanson, J.P.: Human Factors Design Guide for Acquisition of Commercial-off-the-Shelf Subsystems, Non-Developmental Items, and Developmental Systéme, Atlantic City, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration Technical Center, 1996, 1012 stran

Souprava LUN 5275 pro měření množství paliva letounu Evektor EV-55 Outback

Ing. Martin Moštěk, Ph.D., Ing. Petr Kuneta
Mesit přístroje spol. s r.o., Uherské Hradiště,
email: m.mostek@msp.mesit.cz, tel.: +420-572-522-533
email: p.kuneta@msp.mesit.cz, tel.: +420-572-522-516

Resumé:

Práce pojednává o nově vyvinutém systému LUN 5275, který slouží pro kapacitní měření množství paliva na nově vyvíjeném letounu EV-55 Outback společnosti Evektor. Konkrétně je v práci popisován princip měření a signalizace množství paliva. Dále je popsán řídicí a konfigurační software.

1 Úvod

Systémy měření množství paliva patří k důležitým palubním systémům letadel z důvodu, že přesnost a správnost vyhodnocení změn a množství paliva je jednou z nejdůležitějších informací poskytovaných pilotům během letu letadla. Jelikož od 70. let 20. století prošel vývoj metod měření a metod zpracování množství paliva intenzivním vývojem, je nutné tyto změny promítnout také do stávajících a nových řešení měření množství paliva.
Nově navržený systém měření množství paliva LUN 5275, který byl vyvinut speciálně pro nově vyvíjený turbovrtulový letoun EV-55 Outback společnosti Evektor [1], [2], tyto trendy zachycuje. Informace v tomto článku obsažené poskytují detailní náhled do principu fungování kapacitního měření množství paliva.

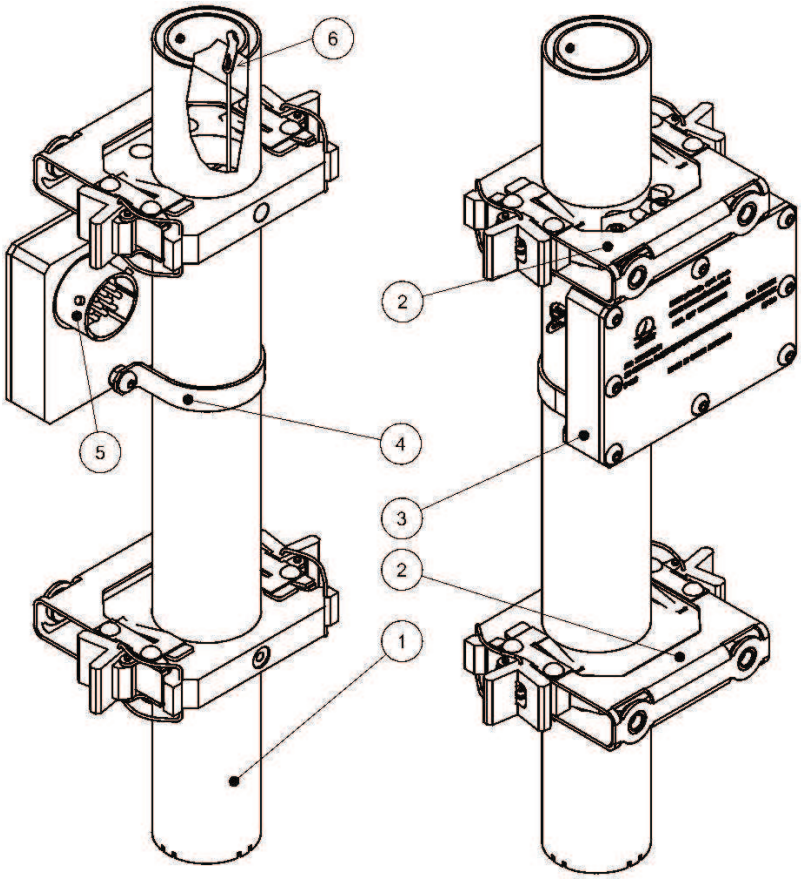
2 Koncepce řešení palivoměru LUN 5275

Mezi v současnosti nejrozšířenější způsoby měření množství paliva patří princip kapacitního měření množství paliva. Tento způsob měření je založen na jednoduchém principu, kdy se využívá jevu, že při zaplavení kapacitního snímače palivem dochází ke změně hodnoty kapacity čidla. Určité hodnotě kapacity pak odpovídá určité množství paliva v nádrži letounu (jeho výšce). Monostabilní klopný obvod do nějž je pak kapacitní čidlo připojeno, převádí kapacitu na různé délky obdélníkových pulsů, jejichž délka je přímo úměrná aktuální hodnotě kapacity čidla. Pomocí digitální metody zpracování délky pulsu jsou tyto délky číslicově zpracovány a digitalizovány do podoby, která je využitelná v mikroprocesorové technice. V mikroprocesoru je pak takto získaná hodnota porovnaná s kalibračními daty na jejichž základě je stanovena celková hodnota paliva v nádrži.

2.1 Kapacitní snímače

Vlastní měřící systém kapacitního snímače tvoří dvě koaxiální trubky z lehké slitiny přišroubované k plastové přírubě. Vodivé spojení trubek s vývody je provedeno šrouby a mosaznými sloupky zalisovanými v přírubě. Příruba jednotlivé trubky vzájemně izoluje a zároveň je udržuje v konstantní vzdálenosti. Ke koaxiálním trubkám je z boku připevněna hlava vysílače, která je vyrobena z lehké slitiny. Uvnitř hlavy vysílače je namontována deska plošných spojů s elektronikou soupravy palivoměru. Tento plošný spoj je kompletně zalitý

zalévací hmotou, která zabraňuje průsaku paliva k elektronice kapacitního snímače a zajišťuje také částečně nevýbušnost hlavy v prostoru nádrže. Z boku hlavy je pak vyveden 9 pinový konektor, který slouží k připojení k bloku vyhodnocovací elektroniky palivoměru.
Jelikož nádrže na letounu se nacházejí v levém i pravém křídle (nádrže jsou přímo v křídle – jedná se o koncept mokrého křídla) bylo do každého křídla umístněno po třech kapacitních snímačích. Kapacitní snímače jsou rozděleny v celé délce křídla zhruba v ideální třetině a jsou umístněny do geometrického středu nádrže, což vede k přesnějším hodnotám měření v případě náklonu křídla letounu.
Model kapacitního snímače použitého v soustavě palivoměru LUN 5275 je na dalším obrázku (viz obr. 2-1) a v tabulce 2-1 je pak legenda k danému obrázku.



Obr. 2-1: Model kapacitního snímače

číslo:	*popis:*
1	Koaxiální trupky.
2	Držák s upínači.
3	Hlava vysílače.
4	Fixační objímka.
5	Konektor na hlavě vysílače.
6	Nakontaktování koaxiální trubky.

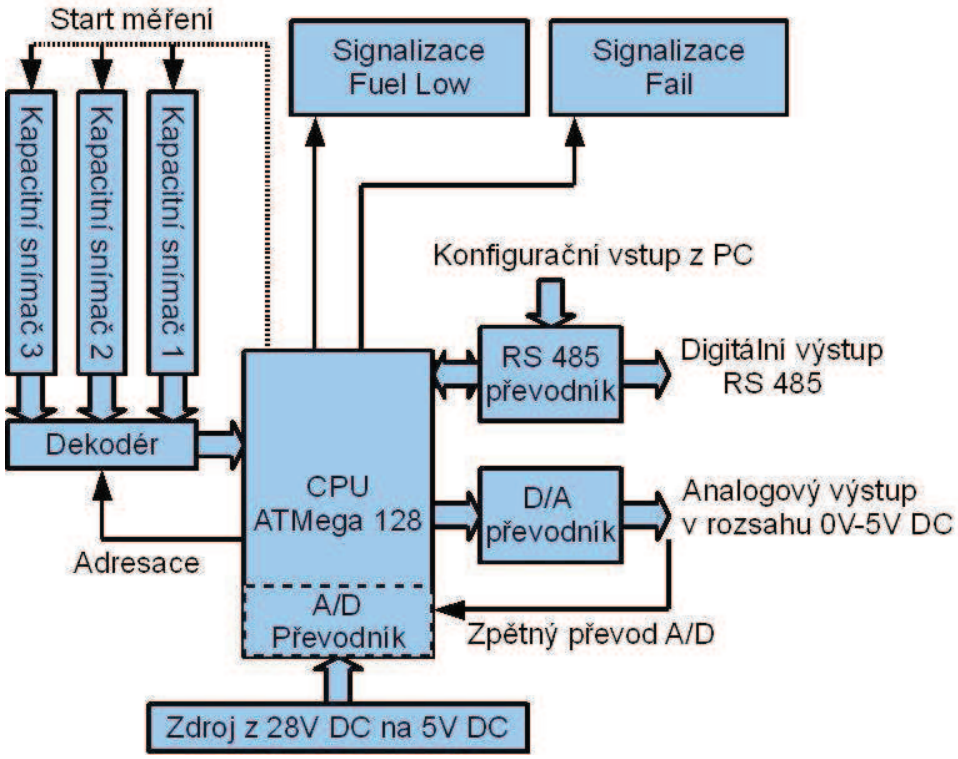
Tab. 3-1: Legenda k obrázku 2-1.

Jak již bylo napsáno v úvodu kapitoly, hlava kapacitního snímače obsahuje elektroniku, jejíž funkcí je převod kapacity na délku pulsu. K tomuto převodu se využívá monostabilní klopný

obvod, který na základě vnějšího spouštěcího pulsu vygeneruje výstupní puls, jehož délka je přímo úměrná kapacitě snímače paliva. Z důvodu, že obvod převodu kapacity na délku pulsu je teplotně závislý, bylo nutné do hlavy kapacitního snímače doplnit teplotní kompenzaci, která kompenzuje délku pulsu na základě různých teplot paliva v nádrži. Tato kompenzace je prováděna termistorem v obvodu monostabilního klopného obvodu.

2.2 Blok vyhodnocovací elektroniky palivoměru

Pro vyhodnocení délky pulsů z kapacitních snímačů je v bloku elektroniky využito osmibitového mikroprocesoru ATMega 128, který provádí na základě změřených délek impulsů výpočet množství paliva. Z důvodů zvýšení provozní bezpečnosti je měření prováděno v levé a pravé nádrži zvlášť, kde celý blok palivoměru obsahuje dva bloky vyhodnocovací elektroniky.
Blokové schéma jednoho bloku vyhodnocovací elektroniky palivoměru je na následujícím obrázku (viz obr. 2-2).



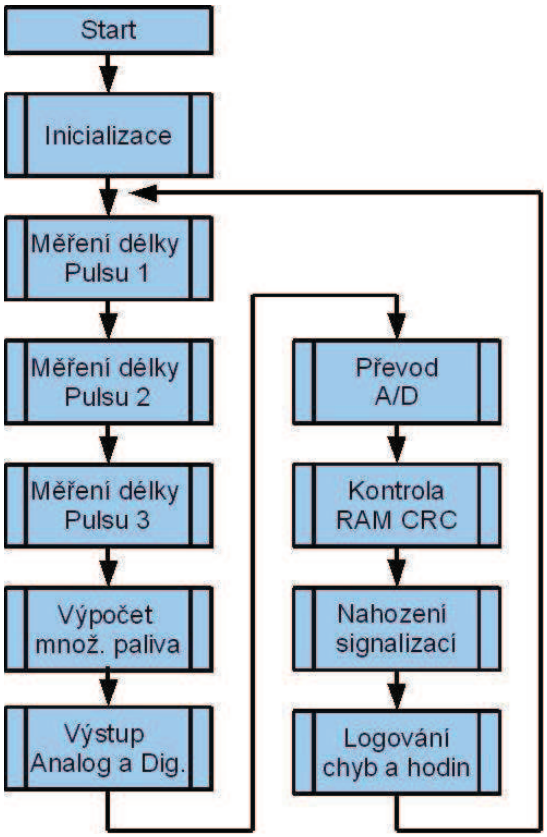
Obr. 2-2: Blokové schéma bloku vyhodnocovací elektroniky palivoměru

Jak je na první pohled z blokového schématu patrné, měření délek impulsů je prováděno tak, že všechny tři připojené vysílače jsou propojeny paralelně k signálu pro start měření, na základě něhož jsou vyslány pulsy, jejich délka odpovídá kapacitě daného snímače. Pro výběr aktuálně jednoho čidla je použito adresního dekodéru, který je k procesoru připojen. Na základě nastavené adresy je možné vybrat vždy konkrétně jeden signál kapacitního snímače. Pro vlastní změření délky pulsu je využito tzv. capture jednotky procesoru, kdy po vyslání signálu start pro měření se spustí čítač, který je zastaven až sestupnou hranou vysílaného pulsu kapacitního snímače, kde načítané číslo na čítači pak odpovídá délce měřeného pulsu. Rozsah fyzikálně měřitelných délek signálů je přímo úměrný taktovací frekvenci procesoru a pro LUN 5275 s frekvencí 14,745 600 MHz je roven přibližně 4,444377 milisekundy. V reálném měření však jsou délky pulsů z kapacitních snímačů dlouhé maximálně 0,3 milisekundy, což je dáno tvarem koaxiálních trubek u kapacitních čidel.

Další periferií bloku vyhodnocovací elektroniky je převodník digitální hodnoty na analogovou, který slouží k signalizaci celkového množství paliva v zobrazovači na letounu. Rozsah výstupního napětí je 0 až 5V DC pro plné zaplavení nádrže.
Dále je blok elektroniky palivoměru vybaven digitálním výstupem standardu RS 485. Veškeré změřené délky a vypočtené hodnoty jsou v pravidelných intervalech pomocí tohoto rozhraní vysílány k případnému připojenému zobrazovači (pozn. v Letounu EV-55 se využívá pouze analogový výstup). Zároveň je možné toto rozhraní využít pro uložení a vyčtení aktuální konfigurace uvnitř procesoru.
Jak je na blokovém schématu dále vidět, mezi obvodové části patří signalizace dvou dvoustavových signálů. První signál FUEL LOW signalizuje nízký stav paliva. Tento signál je aktivován vždy, když dojde k poklesu paliva pod nastavenou mez. Signál je řešen za použití malého obvodového relé, které spíná signalizační tablo v kokpitu letounu [2].
Obdobně, tedy za použití relé, je řešen další signál FAIL, který je aktivní tehdy, dojde-li v palivoměru k detekovatelné chybě. Při aktivaci se v kokpitu letounu rozsvítí signalizační tablo [2].
Poslední obvodová část využívá integrovaného A/D převodníku uvnitř procesoru. Zpětným převodem vysílané analogové hodnoty se kontroluje správnost fungování externího D/A převodníku.

2.3 Řídicí firmware palivoměru

Řídicí firmware procesoru je koncipován jako stavový automat, kdy v přesně definovaných časech je prováděná cyklická činnost měření, výpočtu a vyhodnocení množství paliva. Následující blokový diagram nastiňuje funkci řídicího firmware.



Obr. 2-3: Diagram řídicího firmware palivoměru

Po počáteční inicializaci se začnou měřit délky pulsů pro jednotlivé kapacitní snímače. Před každým měřením je nastavena adresa na adresním registru a vygenerován startovací signál. Po změření délky pulsu v capture jednotce je změřená hodnota uložena do paměťového pole a pokračuje se měřením následujícího kapacitního snímače.
Po změření všech tří délek pulsů je proveden výpočet množství paliva na základě délky pulsů. Pro výpočet je využito kalibračních dat o tvaru nádrže, kdy tato jsou získána v postupných krocích nasnímáním závislosti výšky zaplavení kapacitního snímače na množství paliva v nádrži. Tyto kalibrační data jsou uloženy v EEPROM paměti procesoru a jsou do procesoru dodávána při výrobě.
Porovnáním hodnot změřených délek pulsů s kalibračními daty je stanoveno množství paliva pro každé kapacitní čidlo zvlášť. Zároveň se kontroluje fyzikální rozměr změřeného pulsu, jestli je v povoleném intervalu. V případě že není reálný, je aktivován příznak chyby palivoměru FAIL.
Po výpočtu množství paliva se podle váhy rozdělení množství paliva pro každý snímač vypočítá celkové množství paliva v nádrži a výsledek je odeslán na analogový a digitální výstup z palivoměru. Komunikace s D/A převodníkem probíhá po SPI sběrnici a data do rozhraní RS 485 jsou vysílána pomocí integrovaného UARTu v mikroprocesoru.
Pokud se při výpočtu zjistí, že je celková hodnota paliva nižší, než je minimální zbytkové množství paliva, je aktivován příznak LOW FUEL.
Po odeslání dat na výstup je integrovaným A/D převodníkem provedena kontrola vysílané analogové hodnoty, aby se ověřila správná funkce externího D/A převodníku. Pokud se hodnoty liší, je aktivován příznak chyby palivoměru FAIL.
Dalším bodem, který se cyklicky provádí, je kontrolní výpočet CRC paměti, kdy všechna data, která jsou uložena v paměti EEPROM, se při inicializaci zavedla do paměti RAM, a je tedy nutné provádět cyklický výpočet správnosti načtených dat. V případě, že je výsledek kontrolního součtu špatný, je aktivován příznak FAIL.
V další části programu jsou nahozeny výstupní signalizace. Doposud byla informace o případné chybě, popřípadě nízkém stavu paliva uložena pouze v paměti v podobě příznaku. Pokud je tedy některý z příznaků aktivní, je sepnuto obvodové relé a je aktivováno signalizační tablo v kokpitu letadla.
Posledním krokem v rámci cyklického vykonávání programu je logování provozních hodin do paměti EEPROM a inkrementace počtu nastalých chyb. Provozní hodiny slouží jako informace pro servisní prohlídky a logování chyb napomáhá při odhalování problémů s použitím palivoměru na letounu.

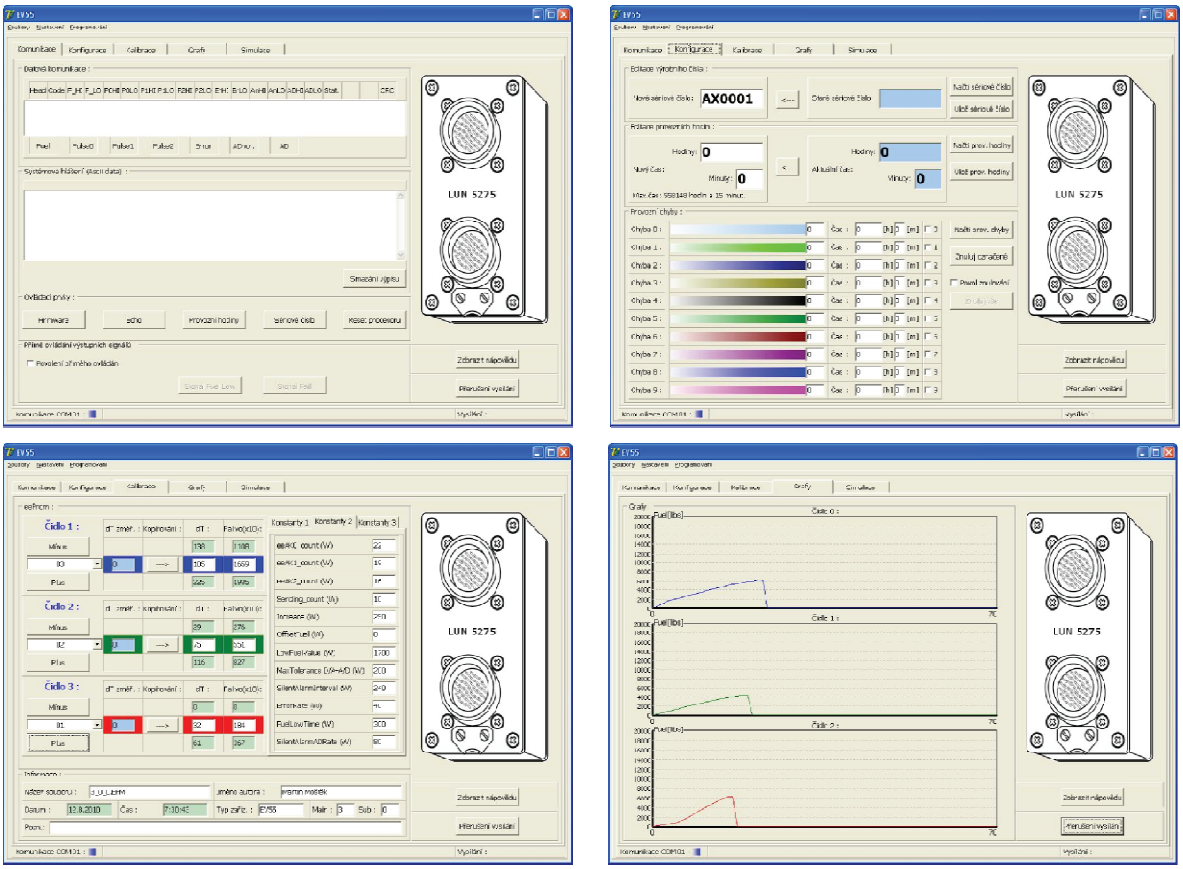
2.4 Nadřazená konfigurační aplikace

Z důvodu nutnosti vytvoření kalibračních tabulek při použitém principu měření množství paliva bylo nutné vytvořit aplikaci, která by byla schopna zajistit kalibraci, servisní nastavení provozních konstant a proměnných, a také aby mohla sloužit pro vyčítaní provozních záznamů palivoměru. Proto byla v programovacím prostředí Borland Delphi vytvořena jednoduchá aplikace, která dokáže s blokem palivoměru komunikovat přes komunikační rozhraní RS 485.
Celý program je koncipován jako okno aplikace s těmito záložkami:

- Terminál – který slouží ke sledování vysílaných dat z palivoměru.
- Konfigurátor – který umožňuje nastavit provozní konstanty a servisní informace (např. množství zbytkového paliva, korektní fyzikální rozměr měřených délek pulsů, výrobní číslo, provozní hodiny atd.).
- Kalibrátor – který umožňuje vytvořit kalibrační tabulky pro jednotlivé kapacitní čidla.

- Simulátor a grafy – Simulátor slouží k ověření správnosti měřených dat a grafy poskytují náhled na kalibrační konstanty.

Náhled na jednotlivé záložky aplikace je vidět na následujícím obrázku (viz obr. 2-4).



Obr. 2-4: Nadřazená konfigurační aplikace

3 Závěr

Souprava palivoměru LUN 5275 měří a zobrazuje množství paliva na letounu EV-55 s přesností měření v rozmezí max. +3% až -3% v celém měřeném rozsahu nádrží. Tato přesnost je díky teplotní kompenzaci kapacitních snímačů dodržena i v celém provozním spektru pracovních teplot. Díky použité metodě digitálního zpracování měřeného množství paliva, není nutné vybavovat systém speciální sadou měřicích čidel pro nouzový zbytek paliva, což bylo běžné u starších analogových řešení. Digitální zpracování měření je schopno vyhodnotit rezervní zbytek paliva již na základních kapacitních vysílačích, což značným způsobem zjednodušuje systém palivoměru.Neposlední výhodou v řadě je možnost variabilního výstupu systému palivoměru, kde výrobce letadla může doplnit analogovou 0-5V DC signalizaci o digitální pomocí rozhraní RS 485.

Literatura

[1] Prchal, J., Ing.,: Technický popis letounu EV-55, Evektor, 2005, 31 stran.

[2] Navrátil, J., Ing.,: Technické zadání soupravy měření množství paliva, Evektor, 2006, 15 stran.

Zpracování dat z Matlabu pomocí FPGA

Ing. Martin Polášek, Ing. Jiří Němeček, CSc.
Katedra leteckých elektrotechnických systémů, Univerzita obrany, Brno
email: martin.polasek@unob.cz, tel.: +420-973-445-138
email: jiri.nemecek@unob.cz, tel.: +420-973-445-198

Resumé:

Tento článek se zabývá zpracováním dat, generovaných v prostředí Matlab, pomocí obvodu s programovatelnými hradlovými poli (FPGA) Spartan 3E. V prostředí Matlab je naprogramována aplikace umožňující detekci a měření parametrů pohybu objektu ve video sekvenci. Informace o poloze cíle je posílána na sériovou linku RS-232 v PC. Obvod FPGA je naprogramován tak, aby dokázal načíst tato sériová data, určit úhlovou rychlost pohybu a určit zda objekt představuje nebezpečí či nikoliv. Tato data jsou pak zobrazena na LCD displeji, jenž je součástí vývojového kitu Spartan-3E.

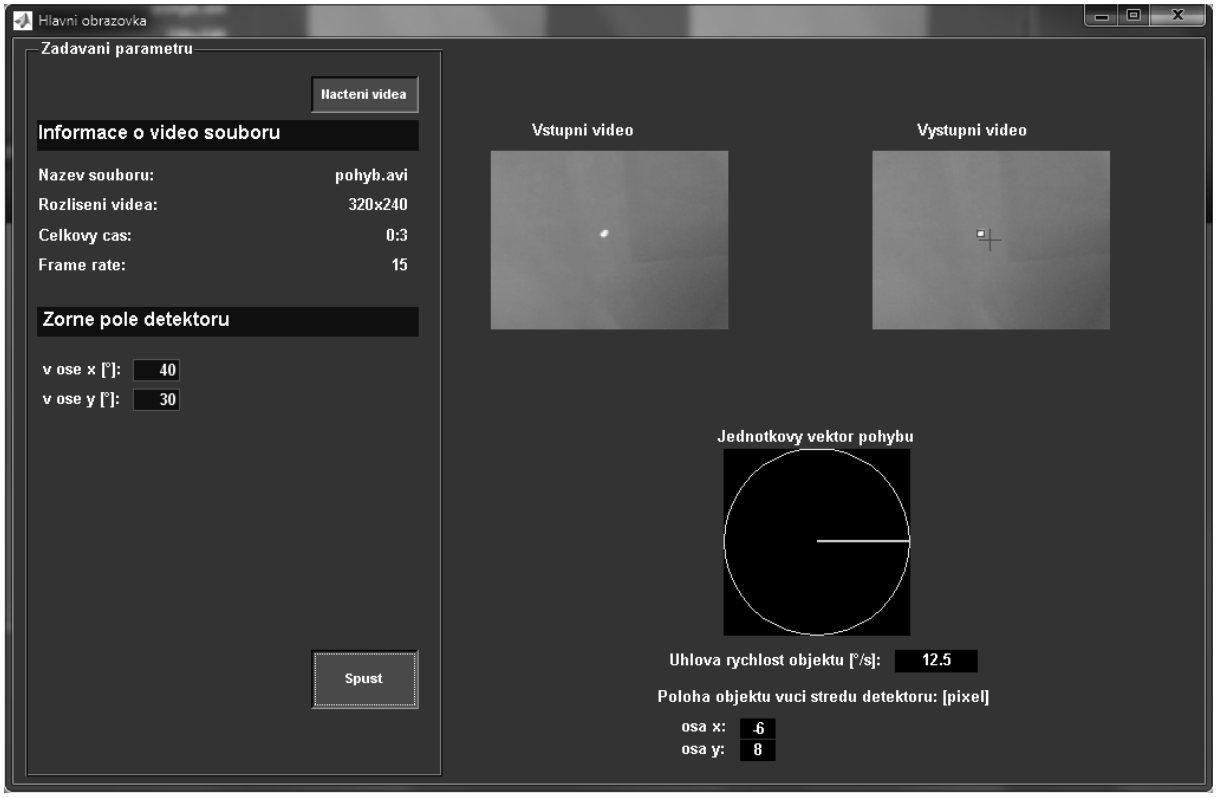
1 Úvod

V článku je popsáno řešení propojení aplikace naprogramované v Matlabu s obvodem s programovatelnými hradlovými poli (FPGA) Spartan-3E pomocí sériové linky RS-232. Jde o první krok při vytváření samostatně pracujícího systému, který má za úkol detekovat nebezpečné objekty v zorném poli kamery, umístěné na létajícím prostředku, a informace o nebezpečném objektu předávat po letadlové sběrnici dalším systémům.
V tomto prvním kroku jde o ověření možností obvodu Spartan-3E při provádění výpočtů s přijímanými daty. Jako zdroj dat byla použita aplikace v Matlabu, která komunikuje s obvodem Spartan-3E pomocí sériové linky RS-232. V článku je tato aplikace stručně objasněna. Dále jsou v článku popsány jednotlivé moduly, které byly naprogramovány v jazyce VHDL. S těmito moduly pak pracuje obvod Spartan-3E a vykonává operace naprogramované v jednotlivých modulech.

2 Měření parametrů objektu

Aplikace, naprogramována v Matlabu, využívá funkce knihovny Image processing toolbox, pomocí kterých se určí poloha objektu v jednotlivých snímcích video sekvence. K detekci objektu v obraze je nutné každý snímek upravit tak, aby byly potlačeny rušivé vlivy pozadí a ve snímku zůstal pouze objekt zájmu. Je tedy nutné nejdříve převést barevný snímek na snímek ve stupních šedé. Dále se pomocí jasových transformací zvýrazní zájmový objekt a snímek se převede na tzv. binární obraz, kde se vyskytují obrazové body (pixely), které mají hodnotu jasu buď rovnu nule (bílá barva) nebo 255 (černá barva). Po tomto převodu je zájmový objekt ohraničen (případně tvořen) pixely o stejné jasové hodnotě, zatímco pixely patřící pozadí, či nežádoucím rušivým objektům, mají jasovou hodnotu opačnou. Dále se pomocí hranových detektorů určí hranice zájmového objektu a tím i poloha ve snímku [1].
Výše zmíněná aplikace umožňuje výběr video souboru umístěného v počítači, vypsání základních charakteristik tohoto souboru (rozlišení, snímkovou frekvenci) a nastavení velikosti zorného pole. Dále lze ve dvou horních oknech, viz obr.2-1, sledovat původní video soubor s pohybujícím se objektem, který je tvořen tmavým bodem, a video soubor po zpracování, na kterém je detekovaný objekt označen. V dalším okně jsou zobrazován směr

pohybu pomocí jednotkového vektoru a vypisovány souřadnice detekovaného objektu v každém snímku. Dále je zde zobrazována úhlová rychlost pohybu objektu, která slouží k porovnání s vypočítanou úhlovou rychlosti pomocí obvodu Spartan-3E. Informace o souřadnicích středu objektu jsou pak vysílány na sériovou linku RS-232 počítače. Podrobněji je uvedená aplikace popsána v [2].



Obr. 2-1: Aplikace pro sledování objektu

3 Zpracování naměřených dat

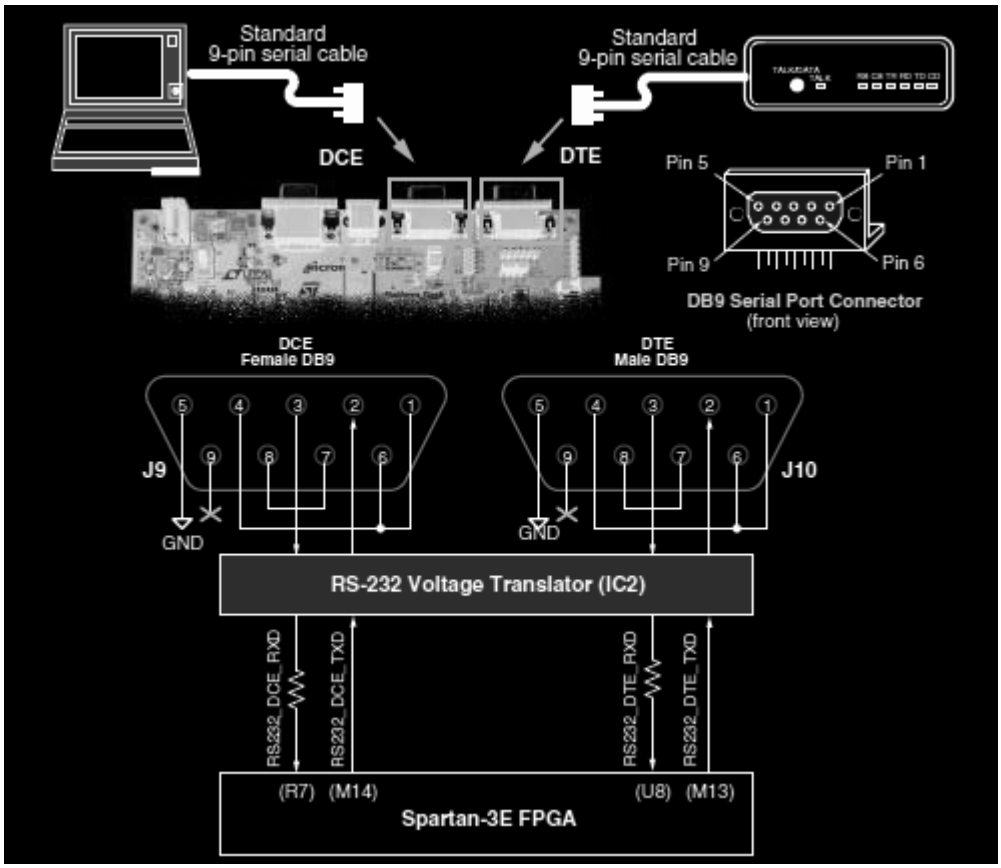
Zpracování naměřených dat probíhá v obvodu FPGA Spartan-3E firmy Xilinx. Každá z dílčích úloh, jako jsou příjem dat, jejich zpracování a zobrazení výsledku zpracování dat na LCD displeji, je prováděna v příslušném submodulu, jehož struktura je popsána pomocí jazyka VHDL.

3.1 Submodul UART

Submodul UART zajišťuje komunikaci po sériové sběrnici. Vývojová deska Spartan-3E Starter kit obsahuje dva konektory, přes které se lze připojit ke sběrnici RS-232. Jeden konektor (DTE) je typu zástrčka a druhý (DCE) typu zásuvka. Umístění konektorů a schéma propojení s obvodem Spartan-3E je ukázáno na obr. 3-1. Jak je z obrázku patrné, propojeny jsou pouze vodiče RXD a TXD a společná zem a z toho vyplývá, že není podporováno hardwarové řízení komunikace. Signály z portů DCD, DTR a DSR jsou navzájem propojeny, propojené jsou rovněž signály portů CTS a RTS.

Submodul UART je naprogramován jako sérioparalelní převodník, který ukládá bit po bitu do osmibitové proměnné, která je přístupná až po načtení všech osmi bitů. Jednotlivé bajty jsou pak ukládány ve FIFO registru. FIFO registr má velikost 8x8bitů, což odpovídá dvěma třímístným číslům – souřadnicím objektu ve snímku a dvěma ukončujícím znakům, které

označují konec zprávy. Data z FIFO registru jsou pak propojena se vstupy dalšího submodulu nazvaného Aritmetika.



Obr. 3-1: Schéma propojení konektorů DCE a DTE

3.2 Submodul Aritmetika

V tomto submodulu se uskutečňuje výpočet úhlové rychlosti pohybujícího se objektu. Nejprve se jednotlivé načtená osmibitová slova převedou na čísla do proměnných typu integer. V těchto proměnných jsou uloženy souřadnice objektu v osách X a Y. Pro vyhodnocení úhlové rychlosti se nejprve od okamžitých souřadnic x a y odečtou předchozí hodnoty těchto souřadnic. Tím dostaneme změnu v rámci jednoho snímku. Dále pak, při známé snímkové frekvenci a velikosti zorného pole, můžeme vypočítat úhlovou rychlost pohybu, viz (3-1), (3-2), (3-3).

$$\omega_{\mathrm{ox}} = \frac{\left(x - x_{\mathrm{p}}\right)\cdot\alpha_{\mathrm{x}}\cdot f_{\mathrm{s}}}{R_{\mathrm{dx}}} \tag{3-1}$$

$$\omega_{\mathrm{oy}} = \frac{\left(y - y_{\mathrm{p}}\right)\cdot\alpha_{\mathrm{y}}\cdot f_{\mathrm{s}}}{R_{\mathrm{dy}}} \tag{3-2}$$

$$\omega_{\mathrm{o}} = \sqrt{\omega_{\mathrm{ox}}^2 + \omega_{\mathrm{oy}}^2} \tag{3-3}$$

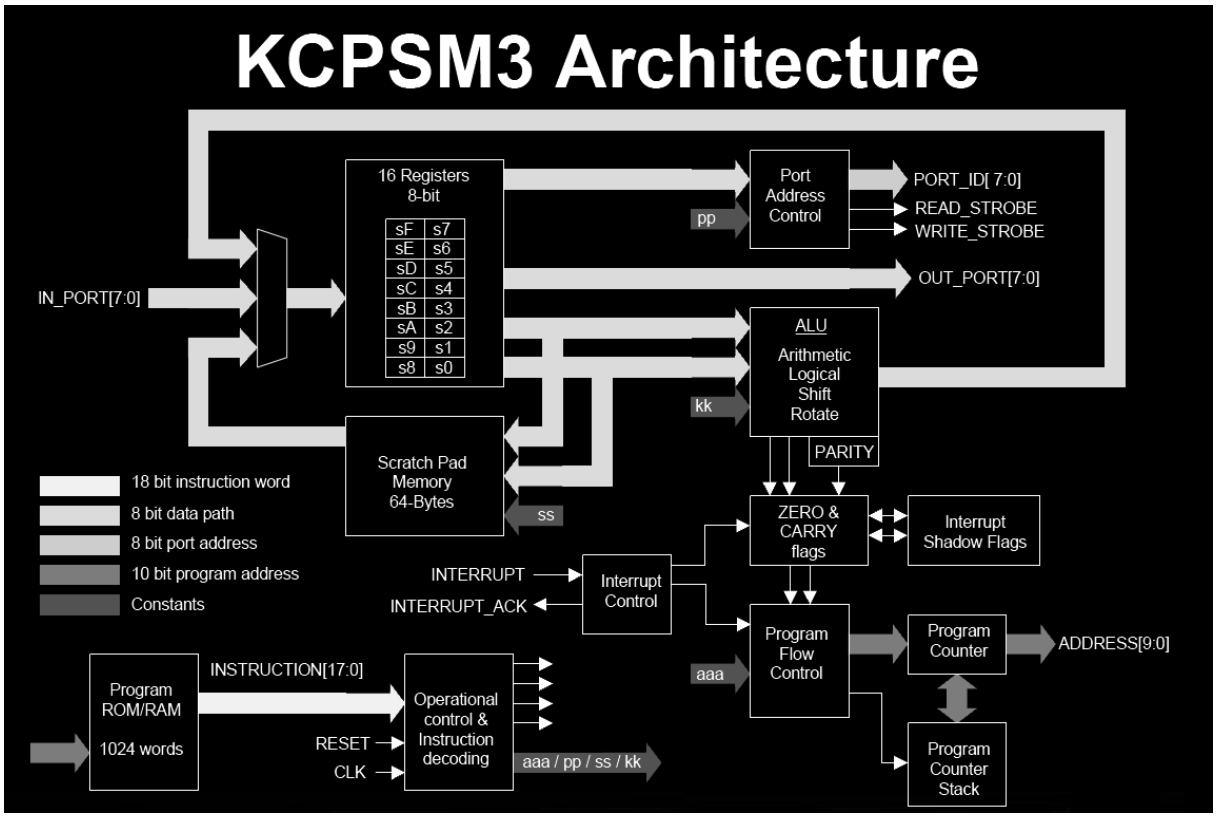
kde: x – okamžitá poloha v ose X, y – okamžitá poloha v ose $\underline{Y}$, x_{p} – předcházející poloha v ose X, y_{p} – předcházející poloha v ose Y, α_{x} – zorné pole v ose X, α_{y} – zorné pole v ose Y, f_{s} – snímkovací frekvence, R_{dx} – rozlišení snímku v ose X, R_{dy} – rozlišení snímku v ose Y,

ω_{bx} – úhlová rychlost objektu v ose X, ω_{by} – úhlová rychlost objektu v ose Y, ω_b – úhlová rychlost objektu

Po výpočtu úhlové rychlosti se vyšle po sériové lince řídící znak do Matlabu, který signalizuje příslušné aplikaci, že lze vyslat další zprávu. Pokud je úhlová rychlost menší než $2°\cdot s^{-1}$, je tento stav indikován rozsvícením LED diody na vývojové desce. Znamená to, že objekt se nejspíš pohybuje směrem ke kameře, což může představovat ohrožení. Vypočtená úhlová rychlost je pak dále zpracována submodulem LCD.

3.3 Submodul LCD

Tento submodul slouží k vypisování informace o velikosti úhlové rychlosti pohybu objektu na LCD displej, který je součástí vývojové desky Spartan-3E Strater Kit. K obsluze tohoto displeje je využit softwarový mikrokontrolér KCPSM3 PicoBlaze, který je distribuovaný přímo firmou Xilinx. Architekturu mikrokontroléru ukazuje obr. 3-2.
PicoBlaze umožňuje vytvářet programy až o délce 1024 instrukcí, má až 256 vstupních a 256 výstupních portů (pouze jeden ze vstupů a jeden z výstupů je v daném čase aktivní), obsahuje 16 libovolně použitelných osmibitových registrů a 64 bajtů interní paměti. Výhoda softwarového mikrokontroléru spočívá v tom, že nejsou potřeba žádné pomocné obvody nebo jiné součástky.
K obsluze LCD displeje byl napsán program v asembleru mikrokontroleru PicoBlaze, který načte informaci o úhlové rychlosti ze submodulu aritmetiky a tento údaj vypíše na LCD displej. Pokud je pomoci LED diody indikována nebezpečně malá úhlová rychlost, vypíše se na displeji navíc písmeno „W“ jako zkratka slova *warning* (*varování*).



Obr. 3-2: Architektura mikrokontroléru KCPSM3

4 Závěr

Účelem výše popsaného propojení Matlabu s obvodem FPGA Spartan-3E bylo ověřit možnosti zpracování externích dat pomocí FPGA a provádění výpočetních operací s těmito daty. Pro reálné aplikace, jako např. detekce nebezpečných objektů snímaných pomocí kamery umístěné na létajícím prostředku, je výše uvedené řešení nevyhovující. Je to především způsobeno příliš malou rychlostí provádění operací s obrazovými daty v prostředí Matlab. Rychlost je závislá na výpočetním výkonu PC. Další zpoždění vzniká při sériové komunikaci.
Ke zrychlení procesu detekce a měření parametrů pohybu objektu ve video sekvenci je výhodné řešit problém přímo pomocí obvodů FPGA. Odpadá tak zpoždění způsobené sériovou komunikací a rychlost zpracování obrazové informace je vyšší.

Literatura

[1] HLAVÁČ, Václav; SEDLÁČEK, Miloš. *Zpracování signálu a obrazu : Pracovní verze skripta v tisku pro studenty FEL ČVUT* [online]. [s.l.] : [s.n.], 1999 [cit. 2010-09-17].Dostupné z WWW: <http://neuron.tuke.sk/~pluchta/Pocitacove%20Videnie/Prednasky/NIECO/HLAZSO.PDF>.

[2] POLÁŠEK, Martin. Určování parametrů pohybu objektu v obraze s využitím prostředí Matlab. In *Sborník 9. mezinárodní konference „Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2009*“. Brno : Univerzita obrany, october 21-22, 2009, s. 118-122, ISBN 978-80-7231-670-0.

Dedikace

Článek vznikl za podpory udělené v rámci projektu obranného výzkumu OVUOFVT200802 „FÚZE - Inovace technologií zpracování dat ze senzorů umístněných na moderní letecké technice a fůze dat z těchto senzorů v prostředí NEC“, Katedra leteckých elektrotechnických systémů, Fakulty Vojenských technologií, Univerzity Obrany, Brno.

Navigation data denoising

Ing. Jan Roháč, Ph.D.
Czech Technical University in Prague,
Faculty of Electrical Engineering
Department of Measurement
email: xrohac@fel.cvut.cz, phone: +420-22435-3963

Resumé:

A signal processing plays a crucial role in each field of engineering. In case of navigation, where there is very popular to use MEMS inertial sensors in low-cost applications, the adaptive signal processing, for instance Kalman filtering (KF), is a necessity to ensure even the basic functionality. Standard navigational data include the position, velocity, and attitude and are based on acceleration and angular rate measuring in 3D orthogonal frame. Measured quantities have to be preprocessed and denoised before the mechanization of navigational equations and KF take place. This denoising provides smaller data variance and increases the precision of estimated position, velocity, and attitude. This paper deals with Allan variance analysis and its applicability in denoising procedures. An overview of applied method and its results are presented.

1 Allan variance analysis

In the field of inertial sensor errors estimation and modeling there exist various known methods using for example PSD (Power Spectral Density) and ACF (Auto Correlation Function) which are straightforward; however, these methods cannot clearly distinguish different characters of noise error sources inside the data without understanding of a sensor model and its state-space representation [1, 2]. Allan VARiance analysis (AVAR) is a time-domain approach to analyze time series of data from noise terms point of view. The AVAR was introduced by D. W. Allan in 1966 in [1]. Originally it was orientated at the study of oscillator stability; however, after its first publication this kind of analysis was adopted for general noisy data characterization. Because of the close analogies to inertial sensors the AVAR has been also included in IEEE Standard [3, 4, 5, 6]. As described in [7] the AVAR technique provides several significant advantages over the others. Traditional approaches, such as computing the sampled mean and variance from a measured data set, do not reveal the underlying error sources.

The AVAR estimates the variance of averaged data in a cluster of a certain length, which is defined by interval τ, moving through the whole data set. A typical shape of Allan deviation plot can be found in [2]. The AVAR characterizes Allan deviation σ_y that can vary based on the cluster length τ and analyzed data set y. A basic equation is defined as [2]

$$\sigma_y^2 = f(\tau, y)\,, \tag{1-1}$$

The AVAR has some modifications and based on the shift of clusters in the data set and corresponding AVAR calculations (for details see [8]) it is possible to distinguish three basic types of AVAR: non-overlapped (original), overlapped, and modified. There also exists another type called dynamic AVAR, for details see [9, 10]. The original non-overlapped AVAR is defined as [8]

$$\sigma_y^2(\tau) = \frac{1}{2(M-1)} \sum_{i=1}^{M-1} (\bar{y}_{i+1} - \bar{y}_i), \tag{1-2}$$

where M is the number of clusters in the data set, $M=floor(N/m)$, N denotes the total number of samples in the data set, m corresponds to the number of samples in the cluster, τ is the time length of the cluster, $\tau = m \times T_s$, T_s denotes the sampling period, $\bar{y}_i, \bar{y}_{i+1}$ are mean values of certain cluster corresponding to i and $i+1$ cluster.

In cases of short intervals τ there is a large number of used clusters which leads to small errors in estimation and large confidence. On the contrary, a small number of clusters in case of long τ leads to large errors in estimation and small confidence. The usage of the overlapped AVAR improves the confidence of the result estimate and its stability mainly in cases of long clusters where M comes close to value 2. However, the applicability and suitability of the overlapped AVAR for long data sets are questionable mainly for its high computational load. The confidence of the AVAR result corresponds to the estimate error defined as [2]

$$\delta_\sigma(\tau) = \frac{1}{\sqrt{2\left(\frac{N}{m} - 1\right)}}, \tag{1-3}$$

where all variables are denoted at (1-2).

The AVAR and its results are related to seven noise terms that can be identified in inertial sensors output and whose estimation can lead to errors suppression in the data [6, 11]. The five basic noise terms correspond to the following random processes: angle/velocity random walk, rate/acceleration random walk, bias instability, quantization noise, and drift rate ramp. Furthermore, this basic set of random processes can be extended by the sinusoidal noise and exponentially correlated (Markov) noise [11, 12]. In most cases different noise processes appear in different length of time interval τ with different slopes or shapes. Due to this aspect long data set should be measured to be capable to cover all noise terms presented in it.

It can be assumed that if the existing random processes are all statistically independent then AVAR allows easy identification of various random processes based on their influences within the time interval τ. Generally, the total error can be classified as a sum of individual independent noise errors [6] and the total variance can be expressed as

$$\sigma_{total}^2 = \sigma_Q^2 + \sigma_{ARW}^2 + \sigma_{BIN}^2 + \sigma_{RRW}^2 + \sigma_{RR}^2 \tag{1-4}$$

where abbreviations correspond to Table 1-1.

In guidance and navigation applications the integrated velocities and integrated angles are also often used as observables instead of accelerations and angular rates. Therefore, when a quantization noise can be characterized by a white noise in integrated observables [3], it can be done the same way in measured accelerations and angular rates. A white noise can also be applied for the angle/velocity random walk modeling in measured quantities due its random walk effect in integrated observables [2].

Type of the noise	Abb.	Curve slope	Value of the coefficients
Quantization noise	**Q**	**-1**	$Q = \sigma\left(\sqrt{3}\right)$
Angular/velocity random walk	**ARW**	**-1/2**	$N = \sigma(1)$
Flicker noise/bias instability	**BIN**	**0**	$B = \sigma_{\min} / 0.664$
Rate/acceleration random walk	**RRW**	**+1/2**	$K = \sigma(3)$
Rate ramp noise	**RR**	**+1**	$R = \sigma\left(\sqrt{2}\right)$

Tab. 1-1: Summary of error sources and their characterization

Furthermore, the rest of the noise sources have to be considered and included in the model if their influences are not negligible and their shapes are visible in a log-log Allan deviation plot. For this kind of analysis long data (more than 1 hour) should be preferred.

2 Noise model definition

Basic mathematical description for the error sources are stated in Table 2-1.

Types of error source	Basis for the model	Mathematical description
Q + ARW	**white noise**	**-**
BIN	**1st order Gauss-Markov process**	$\dot{e}(t) + \beta e(t) = \beta B w(t)$
RRW	**random walk**	$\dot{e}(t) = K w(t)$
RR	**2nd order Gauss-Markov process**	$\ddot{e}(t) + \sqrt{2}\omega_0 \dot{e}(t) + \omega_0^2 e(t) = R w(t)$

Tab. 2-1: Model definitions of five basic noise error sources

Based on (1-4) the total error of terms needed for modeling can be expressed as [13]:

$$e_{total} = e_{BIN} + e_{RRW} + e_{RR} \tag{2-1}$$

Individual models based on Table 2-1 can be defined with differential operator as:

$$e_{BIN} = \frac{\beta B w}{D + \beta}, \quad e_{RRW} = \frac{K w}{D}, \tag{2-2}$$

$$e_{RR} = \frac{R w}{D^2 + \sqrt{2}\omega_0 D + \omega_0^2}$$

The substitution of (2-2) in (2-1) gives

$$e_{total} = \frac{\beta B w}{D + \beta} + \frac{K w}{D} + \frac{R w}{D^2 + \sqrt{2}\omega_0 D + \omega_0^2} \tag{2-3}$$

By rearranging (2-3) it leads to

$$\begin{aligned} &D(D+\beta)\left(D^2+\sqrt{2}\omega_0 D+\omega_0^2\right)e_{total} = \\ &= K(D+\beta)\left(D^2+\sqrt{2}\omega_0 D+\omega_0^2\right)w(t)+ \\ &+\beta BD\left(D^2+\sqrt{2}\omega_0 D+\omega_0^2\right)w(t)+ \\ &+RD(D+\beta)w(t) \end{aligned} \tag{2-4}$$

Eq.(2-4) can be also expressed in a general form

$$a_4 e^{(4)} + a_3 e^{(3)} + a_2 e^{(2)} + a_1 e = b_3 w^{(3)} + b_2 w^{(2)} + b_1 e + b_0 ,$$

which leads to coefficients definition as

$$\begin{aligned} &a_1 = 1; \quad a_3 = \sqrt{2}\omega_0 + \beta; \quad a_2 = \sqrt{2}\omega_0 \beta K + \omega_0^2; \quad a_1 = \beta\omega_0^2 \\ &b_3 = K + \beta B; \quad b_2 = \sqrt{2}\omega_0 (K + \beta B) + \beta K + R; \\ &b_1 = \sqrt{2}\omega_0 \beta K + \omega_0^2 (K + \beta B) + \beta R; \; b_0 = \omega_0^2 \beta K \end{aligned}$$

3 Results

3.1 Allan variance analysis

To verify the method of error source coefficients estimation and identification using AVAR there were analyzed two AHRS (Attitude and Heading Reference System) units. Measured data sets taken from accelerometers (ACC) and angular rate sensors (ARS) were 5 hours long and included angular rate and acceleration signals in perpendicular 3D framework. The types of the AHRS units were 3DM-GX2 manufactured by MicroStrain and AHRS M3 from Innalabs. All data were sampled with the frequency of 100 Hz. For each unit there were measured two independent experiments to provide basic information about the reliability and stability of non-overlapped AVAR which is supposed to be less accurate for long time intervals. AVAR deviation plots for both units are shown in Fig. 3-1 and Fig. 3-2.

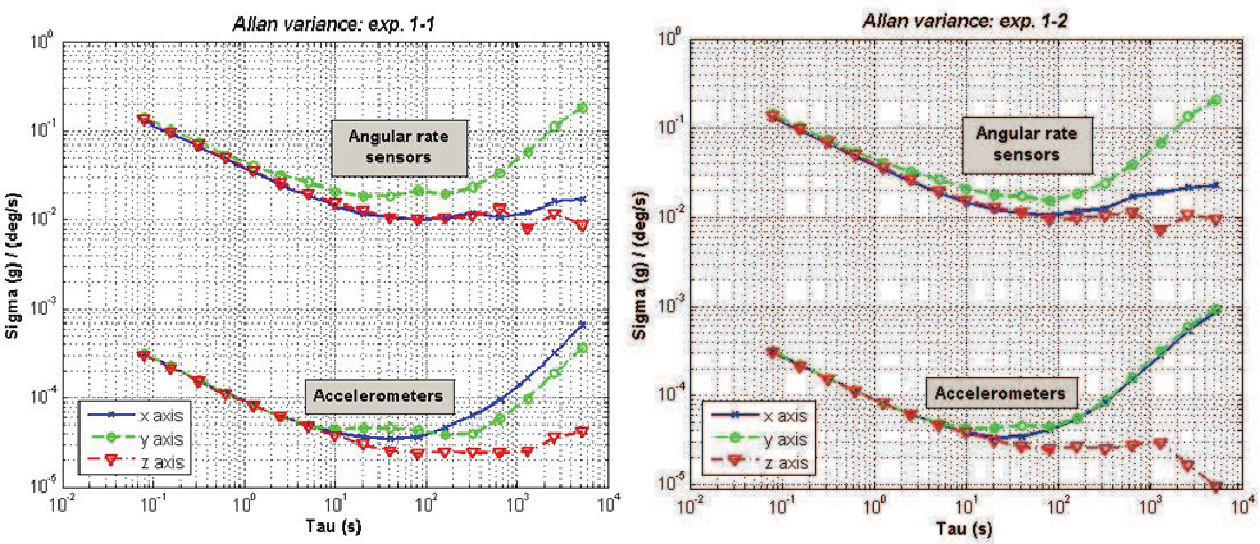


Fig. 3-1: AVAR deviation plot of measured AHRS M3 unit – two independent experiments

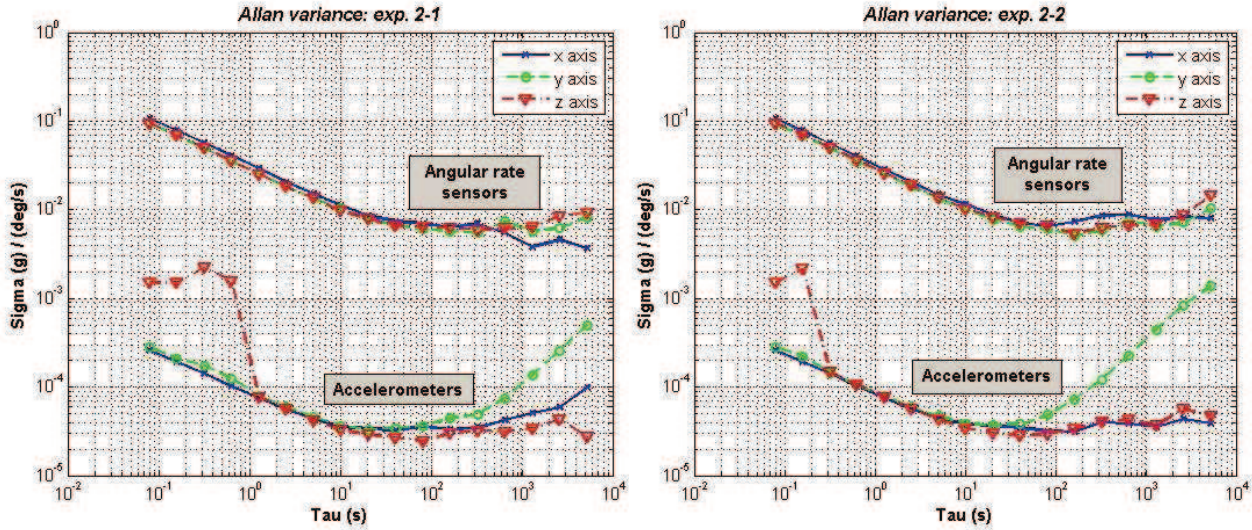


Fig. 3-2: AVAR deviation plot of measured 3DM-GX2 unit – two independent experiments

Based on the comparison of two experiments for each unit it is visible that results are very similar to each other. It proves that non-overlapped AVAR is sufficient enough for parameters evaluation. The comparison of evaluated parameters and parameters stated in datasheets can be seen in Table 3-1 and Table 3-2.

AHRS-M3	Datasheet	***Angular rate sensors***		
		x	y	z
ARW (deg/$\sqrt{hour}$)	6.0	2.3	2.7	2.4
In-run bias stability (deg/s)	0.10	0.06	0.11	0.06
		Accelerometers		
		x	y	z
VRW (m/s/$\sqrt{hour}$)	0.060	0.052	0.052	0.052
In-run bias stability (mg)	-	0.20	0.23	0.14

Tab. 3-1: AHRS M3 – estimated parameters of ARS & ACC sensors

3DM-GX2	Datasheet	***Angular rate sensors***		
		x	y	z
ARW (deg/$\sqrt{hour}$)	3.5	1.9	1.8	1.8
In-run bias stability (deg/s)	0.10	0.04	0.04	0.04
		Accelerometers		
		x	y	z
VRW (m/s/$\sqrt{hour}$)	-	0.047	0.053	0.053
In-run bias stability (mg)	1.2	0.20	0.20	0.20

Tab. 3-2: 3DM-GX2 – estimated parameters of ARS & ACC sensors

3.2 Application of estimated noise parameters

By the modification of (2-1) for the case that only RRW and BIN are presented in the analyzed signal one can get

$$e_{total} = \frac{\beta B w}{D+\beta} + \frac{K w}{D}\Big|_{RR=0} \tag{3-1}$$

where β represents the reciprocal of correlation time given from autocorrelation function, *B, K* correspond the noise terms in data set, estimated from AVAR, *w* is a white noise, *D* notes the differential operator.

Subsequently rearranging (2-4) differential equation can be constructed as

$$D^2 e_{total} + \beta D e_{total} = (K+\beta B) D w + K \beta w, \tag{3-2}$$

and its state space model in continuous domain and one channel

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & -\beta \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} w = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1 & -\beta \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} K+\beta B \\ K\beta \end{bmatrix} w, \tag{3-3}$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} x.$$

Eq. (3-3) can be rewrite into the form corresponding a discrete state space model as

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ T_s & 1-\beta T_s \end{bmatrix} x_k, \tag{3-4}$$

$$y_k = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} x_k,$$

where T_s is a sampling period.

Covariance matrix of the discrete model Q_d can then be in form

$$Q_d \approx Q T_s = \begin{bmatrix} b_1^2 & b_1 b_2 \\ b_1 b_2 & b_2^2 \end{bmatrix} T_s = \begin{bmatrix} (K+\beta B)^2 & \beta B (K+\beta B) \\ \beta K (K+\beta B) & \beta^2 K^2 \end{bmatrix} T_s \tag{3-5}$$

where *Q* represents covariance matrix of the continuous model.

Model described by (3-1) to (3-5) defines the shaping filter (SF) that should extend the system model to satisfy the conditions of optimal Kalman filtering conditions [14, 15]. There were analyzed three alternatives:

a) SF is defined by only BIN modeled with random walk model,
b) SF is defined by only BIN modeled with a model corresponding to exponentially correlated noise,
c) SF is defined by BIN+RRW model (3-4).

The analysis respected stationary conditions of measured data. The fusion used angular rates and accelerations as measurement inputs and the white noise for SF modeling [16]. The state vector included estimated accelerations, angular rates plus SFs. Only white noises

were considered in the measured signals. The comparison of reached RMSE with respect to mean values of evaluated ROLL and PITCH angle is stated in Table 3-3. In case of the SF corresponding to exp. correlated noise there were not reached stable results.

Type of the shaping filter and parameters used for Q matrix	RMSE	
	ROLL	PITCH
BIN – random walk – Q ~ B=2.7e-2	0.000023	0.000022
BIN – exp.correlated – Q ~ B=2.7e-2	-	-
BIN+RRW – exp.corr + random walk – Q ~ K=2e-3, B=2.7e-2	0.003116	0.002900

Tab. 3-3: RMSE of different type of the shaping filter

4 Conclusion

In this paper, Allan variance analysis (AVAR) was presented and applied to long data measured under stationary conditions. Reached results corresponding to different types of noise sources in data set were used for modeling shaping filters and applied to Kalman filtering. Based on AVAR it was found out that angular/velocity random walk and bias instability are the most crucial sources that have to be included in shaping filters. However, accordingly to Table 3-3, it can be said that the precise error sources modeling is not crucial in case of aided system as in the presented case. The lowest RMSE was reached in the easiest case of shaping filter model, which is a random walk model.

References

[1] ALLAN, D.W.: 'Statistics of Atomic Frequency Standards', *Proceedings of the IEEE*, vol. 2, no. 54, 1966, pp. 221-230.

[2] EL-SHEIMY, N., HOU, H. AND NIU, X.: 'Analysis and Modeling of Inertial Sensors Using Allan Variance', *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 57, No. 1, 2008, pp. 140-149, 0018-9456.

[3] 'IEEE Std. 1293', *IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Linear Single-Axis, Nongyroscopic Accelerometers*, ISBN 0-7381-1430-8 SS94679.

[4] 'IEEE Std. 1554', *IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis*, pp. 72-87.

[5] 'IEEE Std. 528', *IEEE Standard for Inertial Sensor Terminology*, ISBN 0-7381-3022-2.

[6] 'IEEE Std. 647', *IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Laser Gyros*, pp. 68-80.

[7] LAWRENCE, C.N.: 'On The Application of Allan Variance Method for Ring Laser Gyro Performance Characterization.', 1993, UCRL-ID-115695.

[8] RILEY, W.J.: Handbook of Frequency Stability Analysis, Hamilton Technical Services, 2007.

[9] GALLEANI L., TAVELLA P.: The Dynamic Allan Variance, “IEEE Transaction on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control”, vol. 56, no. 3, 2009

[10] GALLEANI L.: The Dynamic Allan Variance II: A Fast Computational Algorithm, “IEEE Transaction on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control”, vol. 57, no. 1, 2010
[11] SOTAK, M.: 'Determining Stochastic Parameters Using an Unified Method', vol. 9, no. 2, pp. 59-63, 2009, ISSN 1335-8243.
[12] REINSTEIN M., SIPOS M., ROHAC J.: Error Analyses of Attitude and Heading Reference Systems, Przeglad Elektrotechniczny, No. 8, 2009, pp. 114-118
[13] HAN S., et al: Using Allan Variance to Determine the Calibration Model of Inertial Sensors for GPS/INS Integration, “6th Symposium on Mobile Mapping Technology”, Brazil 2009
[14] TITTERTON, D. H., WESTON, J. L.: Strapdown Inertial Navigation Technology. Lavenham, UK : The Lavenham Press ltd, 1997. ISBN 0 86341 260 2.
[15] GREWAL, M. S., ANDREWS, A. P.: Kalman Filtering - Theory and Practice using Matlab. New York : Wiley-Interscience, 2001.
[16] KANG CH.W., PARK CH.G.: Attitude Estimation with Accelerometers and Gyros Using Fuzzy Tuned Kalman Filter, “Proceedings of the European Control Conference”, Hungary, 2009

Acknowledgement

This research has been partially supported by Czech Science Foundation project 102/09/H082, partially by the research program No. MSM6840770015 "Research of Methods and Systems for Measurement of Physical Quantities and Measured Data Processing" of the CTU in Prague sponsored by the Ministry of Education, Youth and Sports of the Czech Republic, partially by Grant Agency of the Czech Technical University in Prague grant No.SGS10/288/OHK3/3T/13, and by the Czech Ministry of Education under FRVS grant No.2394/2010/G1.

Integrovaný systém měření výšky

Ing. Pavel Řezníček, doc. Ing. Karel Draxler, CSc., Ing. Pavel Pačes
Katedra měření,
Fakulta elektrotechnická, ČVUT Praha
e-mail:mailto:draxler@fel.cvut.cz, tel:+420-224-352-061

1 Úvod

Referát se zabývá návrhem systému pro přesné měření výšky modifikovanou barometrickou metodou ve spolupráci s levným inerciálním systémem. Je orientován na využití levných senzorů pro měření diferenčního tlaku vzduchu s ohledem na aplikaci v přístrojovém vybavení malých letadel [1].

V současné době se k měření výšky v leteckých aplikacích používají kromě radiovýškoměru [2] dvě základní metody. Jedná se o inerciální a barometrickou metodu.

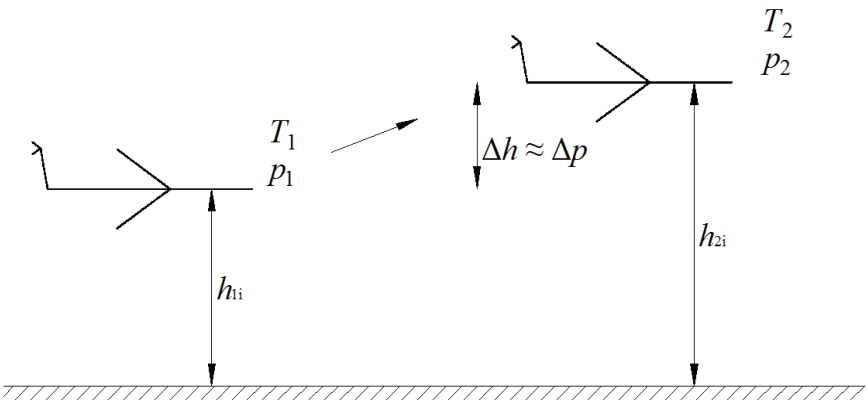
Inerciální metoda spočívá v neustálém snímání zrychlení letadla ve svislé ose a jeho dvojitém integrování. Tímto matematickým postupem se vypočítá výškový údaj. Nedostatkem této metody je omezená přesnost akcelerometrů, způsobující odchylku měřené hodnoty od skutečné. Tato odchylka se s časem zvětšuje.

Barometrická metoda měření výšky vychází ze známé závislosti výšky na tlaku okolního vzduchu – s rostoucí výškou tlak exponenciálně klesá. Kromě tlaku ale výška závisí také na dalších parametrech atmosféry, zejména na teplotě, teplotním koeficientu a průběhu teploty v závislosti na výšce. Neznalost těchto veličin způsobuje nepřesné určení barometrické výšky letadla, které je znatelné zejména při přistávacích manévrech.

Systém navržený v této práci využívá obou zmíněných metod pro určení výškové diference Δh a minimalizuje její nepřesnost. Umožňuje tak korigovat výškový údaj inerciálního systému, který je daný nedokonalostí akcelerometrů.

2 Princip systému

Princip systému spočívá v postupu, který je patrný z obr. 1. V průběhu letu se v určitém okamžiku změří hodnoty teploty T_1 a tlaku p_1. Tyto hodnoty se uloží do paměti společně s výškovým údajem h_{1i} získaným z inerciálního systému. Hodnoty těchto údajů se změří také v druhém okamžiku s určitým časovým odstupem – jedná se tedy o hodnoty T_2, p_2 a h_{2i}.



Obr. 1: Základní princip systému

Následuje matematický výpočet, jehož základem je barometrická rovnice

$$p_2 = p_1 \cdot \left[\frac{T_1}{T_1 + k_T (h_2 - h_1)} \right]^{\frac{g\,M}{k_T\,R}} = p_1 \cdot \left[\frac{T_1}{T_1 + k_T\,\Delta h} \right]^{\frac{g\,M}{k_T\,R}}, \tag{1}$$

kde p_1, resp. p_2 je absolutní tlak vzduchu ve výšce h_1, resp. h_2 (hPa),
T_1 je teplota vzduchu ve výšce h_1 (K),
k_T teplotní koeficient určující závislost teploty na nadmořské výšce (K.m^{-1}),
Δh diference výšek h_1 a h_2 (m),
g gravitační zrychlení (m.s^{-2}),
M molární hmotnost (kg.mol^{-1}),
R univerzální plynová konstanta (Nm.mol^{-1}K^{-1}).

Z této rovnice lze matematickými úpravami vyjádřit výškovou diferenci Δh jako

$$\Delta h = \frac{T_1}{k_T} \cdot \left[\sqrt[-\frac{g\,M}{k_T\,R}]{\frac{p_2}{p_1}} - 1 \right]. \tag{2}$$

Protože se ale letadlo nikdy nenachází ve standardní atmosféře, kde teplotní koeficient $k_T = -\,0{,}0065$ K.m^{-1} (do nadmořské výšky 11 km), je nutné tento koeficient ve výpočtu **(2)** upravit. Pro teplotní koeficient platí vztah

$$k_T = \frac{T_2 - T_1}{h_{2i} - h_{1i}}, \tag{3}$$

kde T_1 resp. T_2 odpovídá teplotě T_1 resp. T_2 ve vztahu **(1)**,
h_{1i}, resp. h_{2i} je výškový údaj inerciální navigace v okamžiku odečítání hodnoty T_1, resp. T_2 (m).

Dosazením rovnice **(3)** do rovnice **(2)** dostaneme výsledný vztah pro diferenci dvou výšek stanovených upravenou barometrickou metodou:

$$\Delta h = \frac{T_1 (h_{2i} - h_{1i})}{T_2 - T_1} \cdot \left[\sqrt[-\frac{g\,M\,(h_{2i} - h_{1i})}{R\,(T_2 - T_1)}]{\frac{p_2}{p_1}} - 1 \right]. \tag{4}$$

Pokud se tedy pomocí snímačů umístěných na letadle změří teplota a tlak vzduchu ve dvou různých výškách, je možné vypočítat diferenci těchto výšek s ohledem na reálný průběh atmosférických parametrů.

Diferenci výšek Δh získanou barometrickou metodou potom lze porovnat s diferencí výšek Δh_i vyplývající z údajů inerciální navigace, jejíž chyby lze v krátkých časových intervalech zanedbat (resp. chyby lze považovat za stejné a v uvedeném vztahu se odečtou).

3 Určení tlaků a teplot s ohledem na nejistoty a přesnost systému

Výpočet standardních nejistot typu B stanovení výškové diference ukazuje podstatnou závislost přesnosti celého systému na přesnosti měření absolutního tlaku vzduchu (viz obr. 2). Senzory absolutního tlaku vzduchu, které z hlediska přesnosti vyhovují, jsou pro využití v levných systémech cenově obtížně dostupné. Jejich náhrada měřením diferenčního tlaku vzduchu je patrná ze vztahu

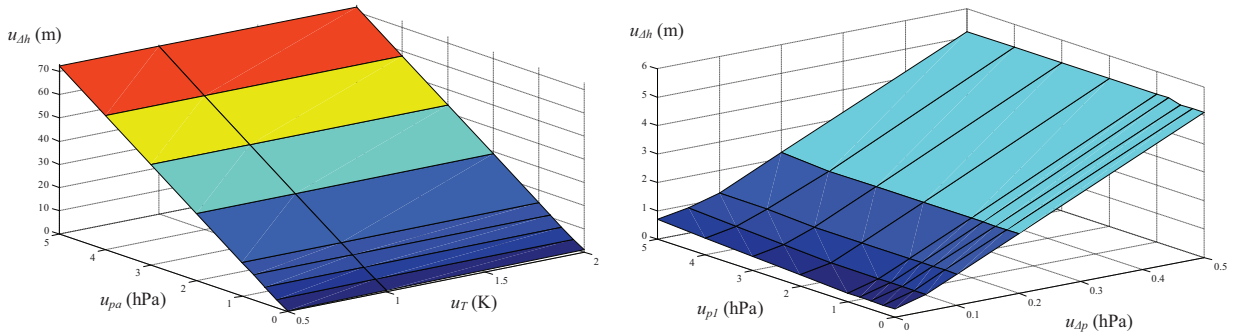
$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_2}{p_1} - 1 + 1 = \frac{p_2 - p_1}{p_1} + 1 = \frac{\Delta p}{p_1} + 1, \tag{5}$$

který převádí poměr dvou absolutních tlaků na poměr jejich diference a jednoho absolutního tlaku.

V důsledku této operace se rovnice **(4)** změní na tvar

$$\Delta h = \frac{T_1 (h_{2i} - h_{1i})}{T_2 - T_1} \cdot \left[\sqrt[-\frac{g M (h_{2i} - h_{1i})}{R (T_2 - T_1)}]{\frac{\Delta p}{p_1} + 1} - 1 \right], \tag{6}$$

kde Δp je údaj diferenčního snímače tlaku porovnávajícího rozdíl tlaků p_1 a p_2.



Obr. 2: Závislost nejistoty stanovení výškové diference na nejistotě
a) senzoru absolutního tlaku a teploty
b) senzoru absolutního tlaku a tlakové diference
(jednotlivé odstíny spektra odpovídají nejistotě $u_{\Delta h}$)

Určení nejistoty typu B ve stanovení výškové diference z hodnot absolutního tlaku vzduchu a teploty podle vztahu **(4)** resp. z hodnoty absolutního a diferenčního tlaku podle vztahu **(6)** je dáno totálním diferenciálem a lze jej nalézt v [3]. Na obr. 2a je graf závislosti nejistoty určení Δh při použití vztahu **(4)** a měření tlaků p_1 a p_2 pomocí senzoru absolutního tlaku s nejistotou u_{pa} a senzoru teploty s nejistotou u_T. Z výsledku je zřejmé, že podstatný vliv má nejistota senzoru absolutního tlaku vzduchu; při nejistotě měření teploty menší než 0,5 °C lze její vliv zanedbat. Na obr. 2b je závislost nejistoty určení Δh podle vztahu **(6)**, kde se podstatně uplatní nejistota měření diference tlaku Δp vzhledem k měření absolutního tlaku u_{p1}. Vzhledem k rozsahu, citlivosti a nejistotě měření je použití diferenčního senzoru tlaku pro měření výškové diference podstatně výhodnější než použití absolutního tlakového senzoru.

Příklad použití levných senzorů teploty a absolutního a diferenčního tlaku vzduchu je v tab. 1, kde pro výškový rozdíl 2000 m vychází podle **(6)** nejistota měření výškové diference $u_{\Delta h}$ = 0,8 m.

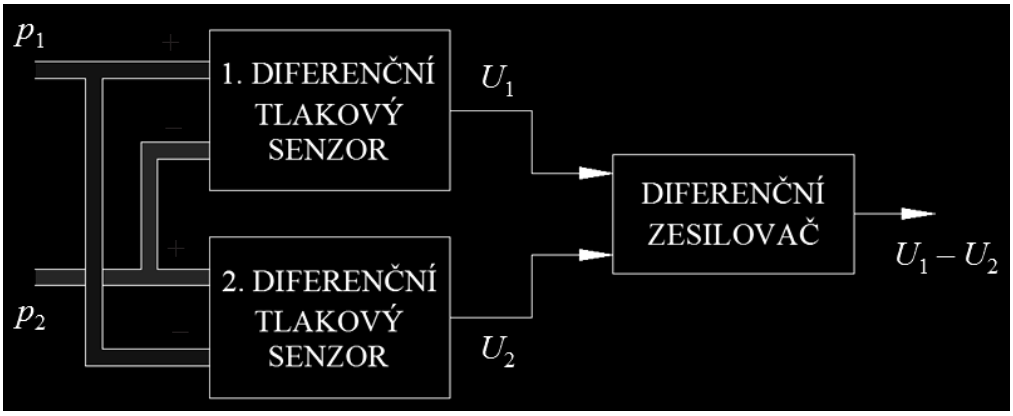
Snímaná veličina	Typ senzoru	Nejistota senzoru
Teplota	Microchip MCP9804	0,58 K
Absolutní tlak	JSP D2610	2,31 hPa
Diference tlaků	JSP DMD331	0,06 hPa

Tab. 1: Při použití uvedených senzorů je výsledná nejistota 0,8 m

4 Analýza senzorů použitých v systému

4.1 Tlakový senzor

V případě diferenčního tlakového senzoru byl matematicky popsán model dvojice diferenčních senzorů tlaku MDXV7002DP zapojených pro zvětšení citlivosti [4] podle obr. 3, který byl ovládaný externím řídicím systémem z prostředí Matlab [5, 6].



Obr. 3: Zapojení diferenčních tlakových senzorů pro větší citlivost snímání tlakové diference

Na výstupu jednotlivých diferenčních tlakových senzorů jsou napětí odpovídající diferencím

$$\begin{aligned} U_1 &\approx p_1 - p_2, \\ U_2 &\approx p_2 - p_1. \end{aligned} \tag{7}$$

Na výstupu diferenčního zesilovače potom dostaneme

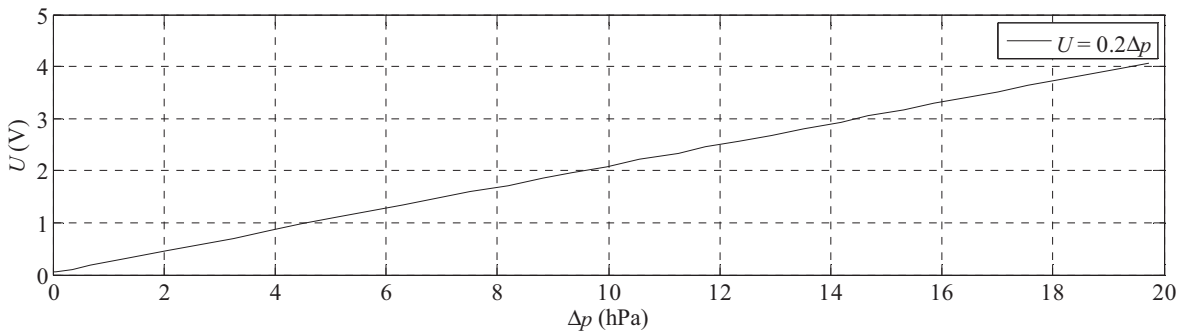
$$U_1 - U_2 = (p_1 - p_2) - (p_2 - p_1) = 2(p_1 - p_2) = 2\Delta p\,. \tag{8}$$

Výsledná převodní charakteristika použitých senzorů je na obr. 4 a lze ji aproximovat lineární funkcí

$$U = 0{,}2\,\Delta p\,, \tag{9}$$

kde U je výstupní napětí diferenčního tlakového senzoru (V),

Δp diference tlaků na vstupech diferenčního tlakového senzoru (hPa).



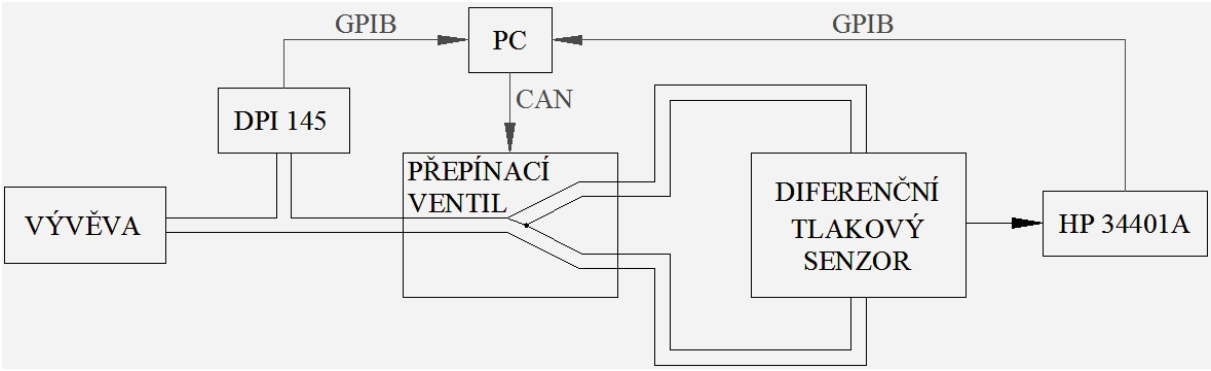
Obr. 4: Převodní charakteristika dvojice senzorů tlakové diference MPXV7002DP

4.2 Teplotní senzor

S ohledem na přesnost stanovení teploty vyhovuje platinový senzor typu PT100. Vedle přesnosti je pro danou aplikaci důležitým parametrem také časová konstanta. Při experimentálním zjištění se ukázalo, že časová konstanta tohoto senzoru odpovídá době ustálení měřené teploty 5 minut. Tato doba je pro tuto aplikaci nevyhovující. Proto bylo doporučeno použít senzor s podstatně kratší dobou ustálení, např. SMT 160-30-92, jehož doba ustálení měřené teploty je menší než 10 sekund.

5 Základní uspořádání systému pro stanovení diference výšky

Blokové schéma experimentálního ověření systému pro měření diference výšky je znázorněno na obr. 5.



Obr. 5: Schéma experimentálního ověřování principu

Princip spočívá v neustálém měření změny tlaku vůči referenční tlakové úrovni diferenčním tlakovým senzorem. Měřená data jsou přenášena do počítače [5, 6], který je průběžně zpracovává, a na základě velikosti výstupního napětí diferenčního tlakového senzoru ovládá uzávěr přepínacího ventilu [7, 8].

Na začátku experimentu je průchozí dolní část potrubí, horní část potrubí je uzavřena přepínacím ventilem (viz obr. 5) [9]. Při snižování tlaku pomocí vývěvy (vzrůstající výška) klesá tlak v dolní části potrubí, zatímco v horní části potrubí je tlak konstantní a představuje referenční tlakovou úroveň. V obou částech potrubí tak vzniká tlaková diference. Následkem této diference se vychyluje membrána diferenčního tlakového senzoru (směrem k otevřené části potrubí), jehož výstup je měřen.

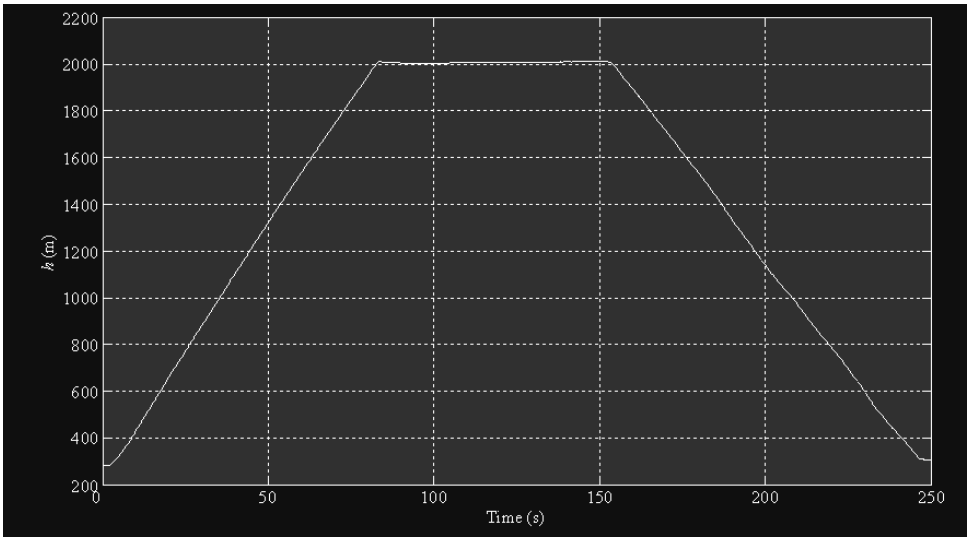
Po dosažení maximální přípustné změny tlaku (stanovené podle parametrů senzoru, v tomto případě přibližně 15 hPa) se přepne uzávěr přepínacího ventilu. Při přepnutí je v ideálním případě tlaková diference $\Delta p = 0$ a tomu odpovídá nulová výchylka membrány senzoru. V reálném případě se odchylka od nulové polohy změří bezprostředně po přepnutí uzávěru ventilu a koriguje se ve výpočtu Δh v následujícím cyklu (uzavřena dolní část potrubí, membrána se při rostoucím podtlaku vychyluje směrem k horní části potrubí).

5.1 Výsledek experimentu

Aby bylo měření tlakové diference co možná nejpřesnější, je třeba použít diferenční tlakový senzor s vhodným rozsahem měřitelných tlakových diferencí. V tomto případě byl princip experimentálně ověřen na senzoru MPXV7002DP s rozsahem diferencí $\Delta p = \pm 20$ hPa. Nejistota údaje diferenčního tlaku tohoto senzoru je $u_{\Delta p} = 0{,}289$ hPa, po převedení tohoto údaje na výškový údaj (pomocí charakteristiky senzoru) je nejistota stanovení výšky $u_{\Delta h} = 3$ m.

Pomocí vývěvy bylo simulováno stoupání (popř. klesání) letadla. Z důvodu omezeného rozsahu diferenčního tlakového senzoru je nutné měnit referenční tlakové hladiny (viz obr. 1) odpovídající tlakové diferenci $\Delta p = \pm 20$ hPa. Tato změna se realizuje pomocí přepínacího ventilu. Díky plynulému vzorkování naměřených hodnot a opakovanému přepínání ventilu se získá průběžný údaj o barometrické výšce. To dokazuje experiment podle obr. 6, při kterém se plynule simulovalo stoupání letadla do výšky 2000 m a návrat na původní výšku. Při tomto experimentu bylo ve výšce 2000 m dosaženo odchylky 3 m od zcela přesné hodnoty.

Aby bylo dosaženo alespoň stejné odchylky při použití dvou absolutních senzorů tlaku, musely by uvedené tlakové senzory být extrémně přesné – nejistota těchto senzorů v řádu desetin hPa.



Obr. 6: Simulace stoupání do barometrické výšky 2000 m a zpět na původní výšku

6 Závěr

V této práci je navržen systém pro měření výšky modifikovanou barometrickou metodou, který je svou podstatou vhodný pro korekce systému inerciální navigace a realizace vnitřního testu zařízení [10]. K jeho řešení byly použity dva diferenční tlakové senzory MPXV7002DP s rozsahem diferenčního tlaku 20 hPa. K vyhodnocení diference tlaků sloužil

multimetr Agilent 34401A, k přepínání tlaku byl použit přepínací ventil Festo MHE4-M1H-3/2G-1/4-K. Pomocí tohoto systému bylo dosaženo odchylky 3 m od správné hodnoty 2000 m měřené pomocí přesného senzoru absolutního tlaku DPI145.

Hlavním problémem tohoto řešení je správná funkce přepínače tlaku, kde při přepnutí může dojít k tlakovým rázům, které vyvolají nepřesné určení následující referenční úrovně tlaku. Tyto problémy se neprojeví, za předpokladu, že systém bude použit pro měření vertikální rychlosti, kde lze dosáhnout velké citlivosti při malé časové konstantě.

Všechny úvahy týkající se této práce jsou platné pouze za předpokladu, že se atmosféra a její parametry nemění. V reálné situaci však dochází ke změnám atmosférických parametrů jak v závislosti na čase, tak v závislosti na místě. Tyto změny je nutné do všech uvedených výpočtů zahrnout. Jako vhodný zdroj parametrů atmosféry lze doporučit např. Český hydrometeorologický ústav.

Poděkování

Tento článek byl podporován výzkumným programem č. MSM6840770015 "Výzkum metod a systémů pro měření fyzikálních veličin a zpracování naměřených dat" ČVUT v Praze poskytnutý Ministerstvem školství, mládeže a tělovýchovy. Dále byly výsledky projektu podpořeny projektem č. SGS10/288/OHK3/3T/13 Studentské grantové soutěže.

Literatura

[1] DRAXLER KAREL. Přístrojové systémy letadel II. Nakladatelství ČVUT, 2002.

[2] SOTÁK MILOŠ. Increasing the accuracy of altitude measurement using airborne radioaltemeter by reduction level its methodical error. Science & Military, 2009.

[3] ŘEZNÍČEK PAVEL. Integrovaný systém měření výšky. Diplomová práce, 2010.

[4] Pačes Pavel. Zvýšení bezpečnosti letu Ultralehkých letadel podporou avionického systému. 2010. Disertační práce - nepublikováno.

[5] Pačes Pavel. Matlab-To-Can Toolbox – popis programu [online]. 2009 [cit. 2010-03-24]. http://www.pacespavel.net/Download/index.php?soubor=PacesCanTbx.

[6] Pačes Pavel. Matlab-To-Can Toolbox – program [online]. 2009 [cit. 2010-03-24]. http://www.pacespavel.net/Download/index.php?soubor=PacesCanTbxSW.

[7] Pačes Pavel. Automatizované měření – popis [online]. 2009 [cit. 2010-03-24]. http://www.pacespavel.net/Download/index.php?soubor=PacesJakNaAutomatizovaneMereni.

[8] Pačes Pavel. Automatizované měření – příklady, [online]. 2009 [cit. 2010-03-24]. http://www.pacespavel.net/Download/index.php?soubor=PacesJakNaAutomatizovaneMereniSW.

[9] Pačes Pavel. Křížový přepínač tlakového vedení s rozhraním CAN. Nepublikovaný funkční vzorek, 2009.

[10] Jalovecký, R. Pařízek, J. The Technical Diagnostics Application in Aircraft Instruments, In Proceedings of the International Conference on Military Technologies 2009. May 5-6, 2009, Brno Czech Republic. Brno: University of Defence, 2009, p. 379-386. ISBN 978-80-7231-649-6.

Calibration of Tri-axial Angular Rate Sensors

Ing. Martin Šipoš [1)], Ing. Jan Roháč, Ph.D.[2)]
Czech Technical University in Prague, Faculty of Electrical Engineering
Department of Measurement, Laboratory of Aeronautical Systems and Instrumentation
email: [1)] siposmar@fel.cvut.cz, [2)] xrohac@fel.cvut.cz
phone: [1)] +420-22435-2061, [2)] +420-22435-3963

Abstract:

The calibration of angular rate sensors is a complex task, mainly due to the crucial role of defining the reference during the calibration process. Low-cost angular rate sensors, such as MEMS (Micro-Electro-Mechanical-Systems), cannot be used without calibration even in basic precision desired applications. The goal of calibration involves the estimation of the angular rate sensor deterministic error model that consists of the bias vector, matrix of scale factors, matrix of non-orthogonalities, and alignment matrix. In this paper there is proposed a calibration process that does not require either a precise rotational platform or a precise positioning or other reference. The algorithm of tri-axial angular rate sensor calibration is based on a special procedure of angular rate measuring under different setting conditions, Cholesky decomposition, and LU factorization in the angle domain. This calibration algorithm was evaluated using two AHRS (Attitude Heading and Reference System) units 3DM-GX2 (MicroStrain) and AHRS M3 (Innalabs). The calibration process and the deterministic sensor error analyses of angular rate sensors are presented.

1 Introduction

A recent technological progress in the precision and reliability of MEMS (Micro-Electro-Mechanical-Systems) have enabled the usage of inertial sensors based on MEMS in wide range of consumer applications such as Unmanned Aerial Systems (UASs), underwater and indoor navigation, human motion tracking, etc. [1, 2, 3].
The magnetometers and MEMS inertial sensors – accelerometers, and angular rate sensors are contained in the Inertial Measurement Units (IMUs) which is a part of Attitude and Heading Reference Systems (AHRSs). Due to automated process of the sensor manufacturing, parameters of mentioned systems can vary piece to piece. Therefore, the calibration of the tri-axial frame of inertial sensors is necessary for achieving of desired accuracy. The calibration of inertial sensors and magnetometers means the estimation of deterministic sensor error model. The main goal of this paper is to present a method how to calibrate tri-axial angular rate sensors and to point out the results of this calibration. The methodology of the tri-axial accelerometer calibration was described in [4] and results of accelerometer and magnetometer calibration were presented in [5]. We used two different ARHS units 3DM-GX2 (MicroStrain, [6]) and AHRS M3 (Innalabs, [7]) providing raw inertial data from accelerometers with total range ±5g and ±2g respectively and from angular rate sensors with range ±300 deg/s for the evaluation of calibration algorithm.

2 Tri-axial Angular Rate Sensor Error Model

For the sensor’s description, the mathematical sensor error model is used. The triad of sensors should be mounted perpendicularly to each other and each triad must be aligned to

the sensor's case. However, this is not usually achieved due to the technology of manufacturing imperfections. This is a problem so the sensor models which cover all these imperfections have to be used. The deterministic sensor error model of tri-axial angular rate sensor that was used in this calibration can be described as [1]:

$$y_g - b_g = S_g T_g M_g u_g = \begin{bmatrix} S_{gx} & 0 & 0 \\ 0 & S_{gy} & 0 \\ 0 & 0 & S_{gz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \alpha_g & 1 & 0 \\ \beta_g & \gamma_g & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_{g,11} & r_{g,12} & r_{g,13} \\ r_{g,21} & r_{g,22} & r_{g,23} \\ r_{g,31} & r_{g,23} & r_{g,33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{gx} \\ u_{gy} \\ u_{gz} \end{bmatrix}, \qquad (2\text{-}1)$$

where $y_g = [y_{gx}\ y_{gy}\ y_{gz}]^T$ is the vector of the measured sensor output; $b_g = [b_{gx}\ b_{gy}\ b_{gz}]^T$ denotes the vector of sensor biases; $u_g = [u_{gx}\ u_{gy}\ u_{gz}]^T$ is the vector of referential angular rates; $S_g = \mathrm{diag}[S_{gx}\ S_{gy}\ S_{gz}]$ is the diagonal matrix containing the scaling factors; T_g is orthogonalization matrix which transforms the vector expressed in the orthogonal sensor reference frame k_o into the vector expressed in the non-orthogonal sensor reference frame k (Fig. 2-1); alignment matrix M_g is an aerospace sequence Euler angles parameterized rotation matrix, which rotates (aligns) the reference frame to the orthogonal sensor reference frame and this matrix is described by [1, 3]:

$$M_g = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \qquad (2\text{-}2)$$

where θ is pitch, ϕ is roll, and ψ is yaw Euler angle.

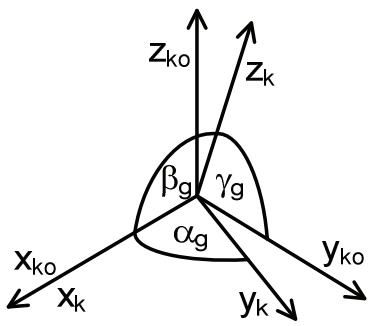


Fig. 2-1: Orthogonalization of sensor frame *k; k_o* - orthogonal sensor frame, *k* - non-orthogonal sensor frame [1]

3 Calibration Algorithm

The tri-axial angular rate sensor calibration is based on the comparison of angular rates measured by calibrated sensor with reference angular rates. As a reference angular rate is possible to use the Earth rotation but for calibration of MEMS angular rate sensors, there is a problem that the Earth rotation is under the resolution or hidden behind the noise and drift errors. For low-cost angular rate sensors, the calibration tests are typically done using precise rotational platforms that assure constant reference angular rate with corresponding accuracy [8]. Usually, the rotational and positioning platforms are more expensive than calibrated sensors, especially in case of MEMS sensors. Therefore, there was a need to suggest a different access to the calibration of such devices.

Currently, the methods which do not require any precise rotational platforms are developed to obtain the results with comparable accuracy as results obtained using the precise positioning platforms. A possible solution is a calibration procedure based on measurement of angles instead of angular rates [9].

Instead of four measurements as was described in [1], only three measurements were performed. At the beginning of measurements, the AHRS units were kept under standstill conditions and the sensor biases were measured for 30 seconds. The vector of biases b_g was computed as the mean value of three static data measurements performed at the beginning of rotations. After bias determination, rotations about individual sensitivity axis were done. The measured angular rates are shown in Fig. 3-2a. These angular rates corrected by bias were arranged to the matrix v_g, where r_{ij} represent the i-th sensor's output when rotation about the j-th axis was applied [1].

$$v_g = y_g - b_g = \begin{bmatrix} r_{g,xx} & r_{g,xy} & r_{g,xz} \\ r_{g,yx} & r_{g,yy} & r_{g,yz} \\ r_{g,zx} & r_{g,zy} & r_{g,zz} \end{bmatrix}, \tag{3-3}$$

Because of (3-3) is linear and matrices S_g, T_g, and M_g are constant, the measured angular rates in the matrix v_g can be integrated and substituted by matrix of angles of rotation Y_g. After integration the knowledge of reference angular rates is not needed but the angles of rotation need to be known [1]. The reference angular rates were substituted by matrix of reference angles A_g measured by theodolite (Fig. 3-2b) which was used as a reference with accuracy 4.17×10^{-3} degree. The following calibration procedure is performed only in the angle domain:

$$Y_g = S_g T_g M_g A_g , \tag{3-4}$$

The calibration algorithm is based on assumptions about matrices S_g, T_g, and M_g [1]:

a) the scale factor matrix S_g is a diagonal matrix,
b) the orthogonalization matrix T_g is a unit lower triangular matrix,
c) the alignment matrix M_g is an orthonormal matrix.

The known matrices are arranged on the left side, the estimated on the right side:

$$Y_g A_g^{-1} = S_g T_g M_g , \tag{3-5}$$

The symmetrical matrices are constructed by right multiplication of each side with its transposition (3-6) and due to orthonormality of M_g, this matrix can be modified to the form (3-7):

$$\left(Y_g A_g^{-1}\right)\left(Y_g A_g^{-1}\right)^T = \left(S_g T_g M_g\right)\left(S_g T_g M_g\right)^T , \tag{3-6}$$

$$\left(Y_g A_g^{-1}\right)\left(Y_g A_g^{-1}\right)^T = \left(S_g T_g\right)\left(S_g T_g\right)^T , \tag{3-7}$$

Using the Cholesky decomposition, the matrix $(Y_g A_g^{-1})\ (Y_g A_g^{-1})^T$ is decomposed into a lower triangular matrix $S_g T_g$ and its transpose:

$$S_g T_g = chol\left[\left(Y_g A_g^{-1}\right)\left(Y_g A_g^{-1}\right)^T\right]^T , \tag{3-8}$$

The matrices S_g and T_g are obtained by LU factorization of the matrix $S_g T_g$ (3-9) and finally, the alignment matrix M_g is obtained by (3-10):

$$\left[T_g S_g\right] = LU\left(S_g T_g\right), \tag{3-9}$$

$$M_g = T_g^{-1} S_g^{-1} Y_g^{-1} A_g^{-1} , \tag{3-10}$$

Complete algorithm is described in [1] and [9].

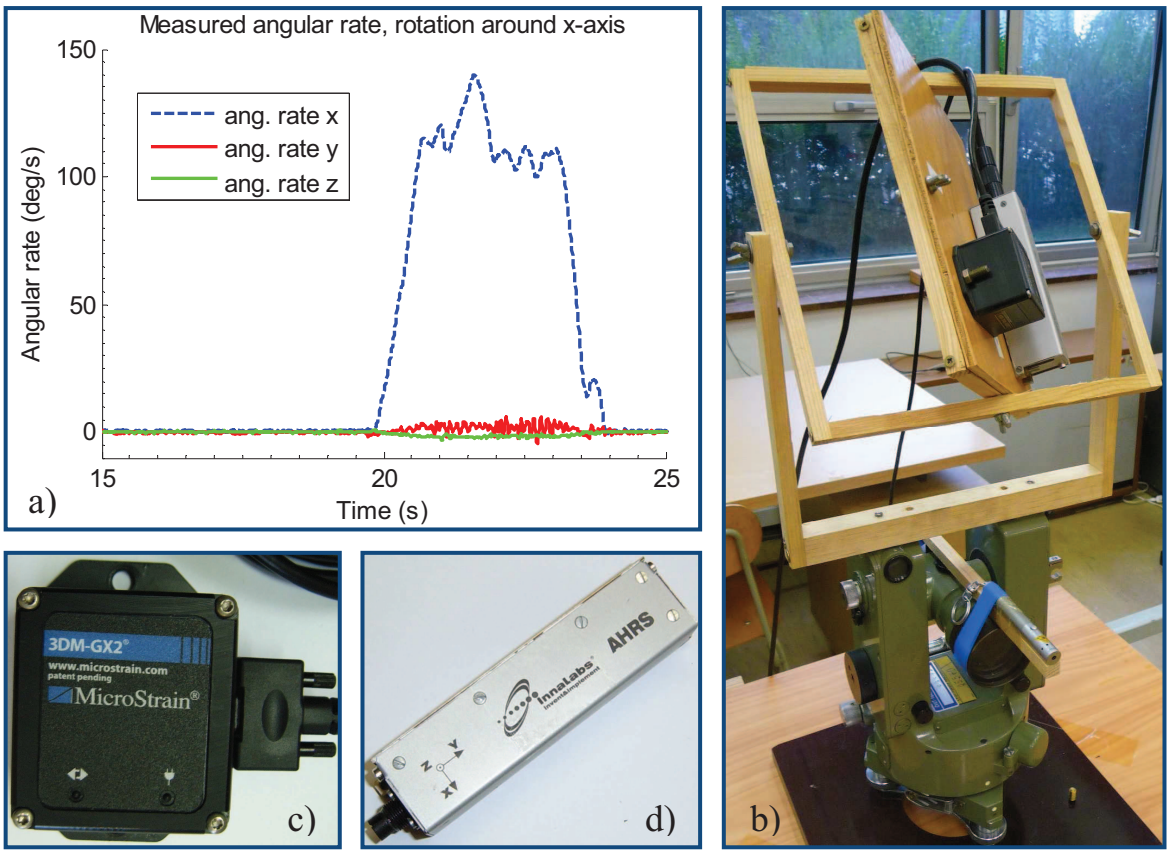


Fig. 3-2: a) Measured angular rates, rotation approximately 360 degrees around x-axis; b) Measurement setup with theodolite for calibration of tri-axial angular rate sensors; c) 3DM-GX2; d) AHRS M3

4 Experimental Results

The calibration of angular rate sensor was performed for two AHRS units according to the proposed procedure. Parameters of angular rate sensor models are shown in Table 4-1.

AHRS M3 (Innalabs)									
Bias (deg/s)	Scale factors matrix *S*			Orthogonalization matrix *T*			Alignment matrix *M*		
-0.1720	1.0087	0	0	1	0	0	0.9995	0.0287	0.0121
-0.2985	0	1.0092	0	0.0540	1	0	-0.0289	0.9995	0.0110
0.0956	0	0	1.0054	0.0231	0.0372	1	-0.0117	-0.0112	0.9999
3DM-GX2 (MicroStrain)									
Bias (deg/s)	Scale factors matrix *S*			Orthogonalization matrix *T*			Alignment matrix *M*		
-0.3784	1.0119	0	0	1	0	0	0.9996	0.0232	0.0163
0.1588	0	0.9944	0	0.0372	1	0	-0.0226	0.9997	0.0032
-0.1309	0	0	1.0013	0.0222	0.0165	1	-0.0159	-0.0037	0.9999

Tab. 4-1: Parameters of angular rate sensor error model

Based on Table 4-1, the biases of angular rates were less than 0.4 deg/s. The deviations of integrated angular rates from reference angles measured by theodolite, were used as a comparison criterion. These deviations between calibrated and non-calibrated sensor triad are shown in Table 4-2.

AHRS M3 (Innalabs)					
Non-calibrated sensor triad Δα (deg)			Calibrated sensor triad Δα (deg)		
2.9533	10.5255	4.4285	-0.6546	-0.1832	0.0039
9.1152	3.7451	4.2816	-0.0684	0.4167	0.2492
3.7241	9.7039	2.1794	-0.1752	0.1916	0.2436
3DM-GX2 (MicroStrain)					
Non-calibrated sensor triad Δα (deg)			Calibrated sensor triad Δα (deg)		
4.1306	8.5266	6.0070	-0.4349	0.0395	0.0548
5.1902	-1.7904	1.4082	-0.1134	0.2929	0.2115
2.0931	4.8081	0.5950	-0.1047	0.2143	0.1486

Tab. 4-2: Deviations of integrated angular rates from reference angles obtained from theodolite for non-calibrated and calibrated sensor triad

5 Conclusion

In this paper, the simple procedure for the low-cost tri-axial angular rate sensors has been introduced. This procedure does not require the usage of any angular standards and any precision rotational platform. Two low-cost AHRS units which contained MEMS tri-axial angular rate sensors were chosen to prove introduced method. The data were measured using only three rotations about sensitivity axes and the calibration algorithm was evaluated in Matlab. As the reference of angles the theodolite was used.

References

[1] JURMAN, D.; JANKOVEC, M.; KAMNIK, R.; TOPIČ, M.: Calibration and data fusion solution for the miniature attitude and heading reference system. Elsevier, Sensors and Actuators, 2007, pp 411-420.

[2] ŠIPOŠ, M.; PAČES, P.; REINŠTEIN, M.; ROHÁČ, J.: Flight Attitude Track Reconstruction Using Two AHRS Units under Laboratory Conditions. Christchurch, New Zealand, IEEE, 2009, pp 675 – 678.

[3] REINŠTEIN, M.; ŠIPOŠ, M.; ROHÁČ, J.: Error Analyses of Attitude and Heading Reference Systems. Przeglad Elektrotechniczny, 2009, vol. 85, no. 8, p. 114-118.

[4] ŠIPOŠ, M.; REINŠTEIN, M.; ROHÁČ, J.: Levenberg-Marquardt Algorithm for Accelerometers Calibration. Brno, Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, 2008, p. 39-45.

[5] ŠIPOŠ, M.; ROHÁČ, J.: Integration of Low-cost Inertial Navigation Unit with Secondary Navigation Systems. Prague, Czech Technical University in Prague, 2010, pp 146 – 147.

[6] 3DM-GX2, MicroStrain, 3rd September 2010, details: http://www.microstrain.com/3dm-gx2.aspx

[7] AHRS M3 Datasheet, Innalabs, www.innalabs.com, 3rd September 2010, datasheet available on page http://www.galaxynav.com/AHRS_M3_datasheet_2008.10.08.pdf

[8] SYED, Z. F.; AGGARWAL, P.; GOODALL, C.; NIU, X.; EL-SHEIMY, N.: A new multi-position calibration methods for MEMS inertial navigation systems. Measurement Science and Technology 10, IOP Publishing LTD., 2007, pp 1897-1907.

[9] FERRARIS, F.; GORINI, I.; GRIMALDI, U.; PARVIS, M.: Calibration of three-axial rate gyros without angular velocity standards. Sensors and Actuators A, 11-12, 1994, pp 446-449.

Acknowledgement

This research has been partially supported by Czech Science Foundation project 102/09/H082, partially by the research program No. MSM6840770015 "Research of Methods and Systems for Measurement of Physical Quantities and Measured Data Processing" of the CTU in Prague sponsored by the Ministry of Education, Youth and Sports of the Czech Republic, partially by Grant Agency of the Czech Technical University in Prague grant No. SGS10/288/OHK3/3T/13, and by the Czech Ministry of Education under FRVŠ grant No. 2394/2010/G1.

Determination of Euler Angles

Ing. Miloš SOTÁK, PhD., Ing. František KMEC, PhD:
Armed Forces Academy,
Liptovský Mikuláš,
email: milos.sotak@gmail.com
Faculty of Aeronautics,
Technical University Košice,
email: frantisek.kmec@gmail.com

Resumé:

The goal of the paper is to describe determination of the Euler angles of the vehicle as a body frame with respect to the navigation frame as a referenced frame. The Euler angles are represented by the roll, pitch and yaw angles. The test has been conducted using the INS/GNSS development kit.

K e y w o r d s:, Euler angles, attitude, inertial measurement unit, navigation

1 Introduction

The Inertial Measurement Unit (IMU) typically provides an output of the vehicle's accelerations and angular rates, which are then integrated to obtain the vehicle's position, velocity, and attitude. The system providing this information is called an Inertial Navigation System (INS). Over the last decades there was a remarkable increase in demand for low-cost inertial navigation systems to serve as a car navigation, personal navigation, indoor navigation, navigation of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) etc. A recent technological progress in the precision and reliability of micro-electro-mechanical systems (MEMS) has affected the area of low-cost INS remarkably. The operation of the inertial navigation system follows the laws of classical mechanics as formulated by Newton. With ability to measure specific forces using accelerometers it is possible to calculate changes in velocity and position by performing successive integration of the acceleration with respect to time [4]. For proper function the INS has to be initialized when turned on by initialization procedure containing alignment procedure whose is in charge to determine initial attitude [3]. Under initial attitude is understood setting up the initial Euler angles (the roll, pitch and yaw angles) which express relationship between navigation frame as a reference frame and body frame as a frame where the inertial measurement unit is mounted. The low-cost inertial measurement units contain three-axis accelerometers, three-axis gyroscopes and three-axis magnetometers. The reason for this configuration is low quality of gyroscopes that not allow perform so-called self-alignment of the low-cost inertial measurement units. The self-alignment means the capability to determine the initial attitude without the external sources.

2 The Sensor ADIS16405

The ADIS16405 iSensor is a complete inertial system that consists of triaxal gyroscope, triaxial accelerometer, and triaxial magnetometer sensors [1].

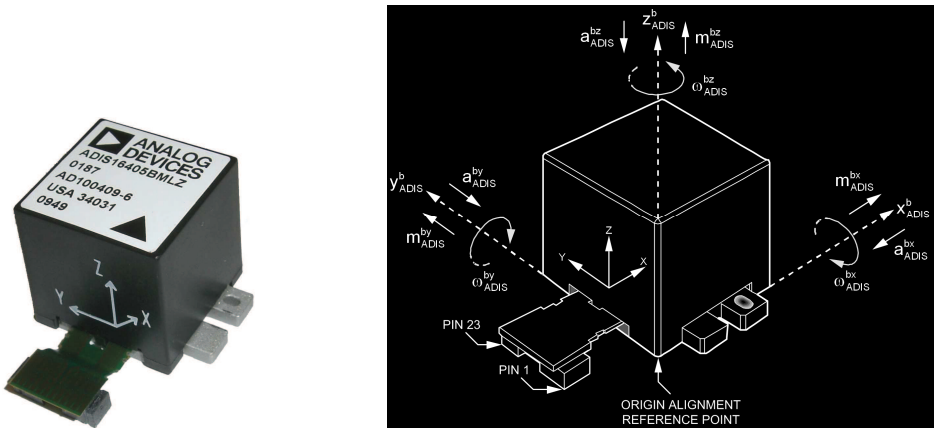


Figure 1 - The sensor ADIS16405BMLZ

Each sensor in the ADIS16405 combines industry-leading iMEMS technology with signal conditioning optimizing dynamic performances. The factory calibration characterizes each sensor for sensitivity, bias, alignment, and linear acceleration (gyro bias). As a result, each sensor has its own dynamic compensation formulas that provide accurate sensor measurements over a temperature range of −40°C to +85°C. The magnetometers employ a self-correction function to provide accurate bias performance over temperature, as well. The ADIS16405 provides a simple, cost-effective method for integrating accurate, multi-axis, inertial sensing into industrial systems, especially when compared with the complexity and investment associated with discrete designs. All necessary motion testing and calibration are part of the production process at the factory, greatly reducing system integration time. Tight orthogonal alignment simplifies inertial frame alignment in navigation systems. An improved SPI interface and register structure provide faster data collection and configuration control. This compact module is approximately 23 mm × 23 mm × 23 mm and provides a flexible connector interface, which enables multiple mounting orientation options, see Fig. 1.

3 Initial Attitude Determination

The relationship between vectors in navigation frame (as a reference frame) and the body frame are completely described by the transformation matrix $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}$ [3, 5, 6, 8]. The $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}$ is defined by sequence of three rotations of the planes $[\phi]_1, [\theta]_2, [\psi]_3$ comprising Euler angles ϕ, θ, ψ and can be calculated

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}} = [\phi]_1 \cdot [\theta]_2 \cdot [\psi]_3, \tag{1}$$

where

$$[\phi]_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}, \tag{2}$$

$$[\theta]_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}, \tag{3}$$

$$[\psi]_3 = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{4}$$

where ϕ, θ and ψ represent the roll, pitch and yaw angles. Substituting equations (2), (3) and (4) in the equation (1) can be expressed as the transformation matrix $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}$ following way

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \sin\psi\cos\theta & -\sin\theta \\ \begin{pmatrix}\cos\psi\sin\theta\sin\phi \\ -\sin\psi\cos\phi\end{pmatrix} & \begin{pmatrix}\sin\psi\sin\theta\sin\phi \\ +\cos\psi\cos\phi\end{pmatrix} & \cos\theta\sin\phi \\ \begin{pmatrix}\cos\psi\sin\theta\cos\phi \\ +\sin\psi\sin\phi\end{pmatrix} & \begin{pmatrix}\sin\psi\sin\theta\cos\phi \\ -\cos\psi\sin\phi\end{pmatrix} & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix}. \tag{5}$$

Due to the fact that transformation matrix is orthogonal [3, 4, 7, 9]; thus an inverse transformation from the body frame to navigation frame can be calculated as following

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}} = \left[\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\right]^{\mathrm{T}} = [\psi]_3^{\mathrm{T}} \cdot [\theta]_2^{\mathrm{T}} \cdot [\phi]_1^{\mathrm{T}}. \tag{6}$$

As mentioned above, the goal of the alignment procedure is to determine initial attitude of the inertial navigation system. Due to the fact that the IMU ADIS16405 consists of three-axis accelerometers, three-axis gyroscopes and three-axis magnetometers the self-alignment can be provided easily. So, it isn’t necessary to use any information from the other systems to determine initial attitude. The initial attitude determination can be split in two parts. The first step of the coarse alignment algorithm is called a leveling and the second step is called a course alignment.

The goal of leveling is to determine the roll angle ϕ and the pitch angle θ between navigation frame and body frame. Typically, the orientation of navigation frame is defined as x-axis towards north, y-axis towards to the east and z-axis towards to the down [3, 6, 10, 11, 12, 13]. Therefore, this notification is denoted as a NED (North, East, Down) direction and the axes of navigation frame are denoted as $\left[\mathrm{x}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{n}}, \mathrm{y}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{n}}, \mathrm{z}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{n}}\right]$ and the vector of accelerations are expressed in navigation frame as $\boldsymbol{a}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{n}} = \left[\mathrm{a}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{nx}}, \mathrm{a}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{ny}}, \mathrm{a}_{\mathrm{NED}}^{\mathrm{nz}}\right]^{\mathrm{T}}$. The measured outputs of accelerometers represent the specific forces, expressed in the body frame as the components of vector $\boldsymbol{f}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{b}} = \left[\mathrm{f}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{bx}}, \mathrm{f}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{by}}, \mathrm{f}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{bz}}\right]^{\mathrm{T}}$. In the Fig. 1 the ADIS16405 sensor is illustrated with the sensors axes orientation defined. It is clear, that the accelerometers axes are in the opposite direction comparing to the axes of magnetometers and the axes of gyroscopes. Therefore, it is suitable to transform the outputs of accelerometers to the opposite direction. Typically, in the navigation for the reference frame is preferable to express the sensor outputs in the same direction as in the navigation frame axes direction (under condition than the roll, pitch and yaw angles are equal to zero; it means the navigation frame is coincident with the body frame). It can be done by transformation matrix $\boldsymbol{C}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{ADISinNAV}}$. The mentioned transformation can be written as

$$\boldsymbol{f}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{ADISinNAV}} \cdot \left(-\boldsymbol{f}_{\mathrm{ADIS}}^{\mathrm{b}}\right), \tag{7}$$

or

$$\begin{bmatrix} f^{bx}_{ADISinNAV} \\ f^{by}_{ADISinNAV} \\ f^{bz}_{ADISinNAV} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -f^{bx}_{ADIS} \\ -f^{by}_{ADIS} \\ -f^{bz}_{ADIS} \end{bmatrix}. \tag{8}$$

In general, the specific force vector is defined as

$$\boldsymbol{f}^{b}_{ADISinNAV} = \boldsymbol{a}^{b}_{ADISinNAV} - \boldsymbol{g}^{b}, \tag{9}$$

where vector $\boldsymbol{a}^{b}_{ADISinNAV}$ is represented as an acceleration of the body frame relative to the inertial frame. Expecting the alignment procedure of the ADIS16405 is stationary, the $\boldsymbol{a}^{b}_{ADISinNAV} = 0$ so equation (3) can be rewritten

$$\boldsymbol{f}^{b}_{ADISinNAV} = -\boldsymbol{g}^{b}. \tag{10}$$

Let the $\boldsymbol{g}^{b}$ is the gravity vector expressed in the body frame and the sensor position on the Earth is known, according this the gravity in the navigation frame can be computed [6]

$$\boldsymbol{g}^{n} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 9.7803267715 \frac{1+0.001931851353\sin^2(\varphi)}{\sqrt{1-0.0066943800299\sin^2(\varphi)}} \end{bmatrix}, \tag{11}$$

where φ is the latitude.
If the sensor position is unknown, then

$$\boldsymbol{g}^{n} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_e \end{bmatrix}, \tag{12}$$

where $g_e = 9.8\ \mathrm{m.s^{-2}}$ is the Earth gravity constant. The relationship between the gravity vector in the body frame and navigation frame can be expressed as

$$\boldsymbol{g}^{b} = \boldsymbol{C}^{b}_{n} \cdot \boldsymbol{g}^{n}, \tag{13}$$

or

$$\boldsymbol{g}^{b} = \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\phi \\ \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \cdot g_e. \tag{14}$$

Substituting equation (14) into equation (10), the equation (10) can be rewritten as

$$\begin{bmatrix} f^{bx}_{ADISinNAV} \\ f^{by}_{ADISinNAV} \\ f^{bz}_{ADISinNAV} \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta\sin\phi \\ \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \cdot g_e. \tag{15}$$

The test of algorithm was conducted using the INS/GNSS development kit which was mounted on the rotation platform and the fixed attitude ($\phi = 18^\circ$, $\theta = -4.6^\circ$, $\psi = 8.3^\circ$) was set. For test the real measured outputs of x and z accelerometers were $f^{bx}_{ADIS} = 0.31g$,

$f^{bz}_{ADIS} = -0.95g$ or applying the equation (7) they were $f^{by}_{ADISinNAV} = -0.31g$ and $f^{bz}_{ADISinNAV} = -0.95g$. From the equation (15), the roll angle can be computed as

$$\phi = \operatorname{atan} 2\left(-f^{by}_{ADISinNAV}, -f^{bz}_{ADISinNAV}\right), \tag{16}$$

So, the values of specific forces can be substituted as following

$$\phi = \operatorname{atan} 2\left(-(-0.31g), -(-0.95g)\right) = 18^{\circ}. \tag{17}$$

Using direct outputs from the accelerometers

$$\phi = \operatorname{atan} 2\left(f^{bx}_{ADIS}, -f^{bz}_{ADIS}\right). \tag{18}$$

When the measured values of specific forces are substituted we can get following

$$\phi = \operatorname{atan} 2\left(0.31g, -(-0.95g)\right) = 18^{\circ}. \tag{19}$$

For the roll angle determination in all four quadrants using of the atan2 function is necessary. Due to the correct determination of roll in all four quadrants, the correct expression of the parameters is very important. Likewise, the pitch θ angle can be determined as

$$\theta = \operatorname{atan} 2\left(f^{bx}_{ADISinNAV}, \sqrt{\left(f^{by}_{ADISinNAV}\right)^2 + \left(f^{bz}_{ADISinNAV}\right)^2}\right), \tag{20}$$

or, using of the accelerometers output measurements

$$\theta = \operatorname{atan} 2\left(-f^{by}_{ADIS}, \sqrt{\left(f^{bx}_{ADIS}\right)^2 + \left(f^{bz}_{ADIS}\right)^2}\right). \tag{21}$$

For test the real measured output of y accelerometer was $f^{by}_{ADIS} = 0.08g$ or applying the equation (7) it was $f^{bx}_{ADISinNAV} = -0.08g$, so the values of specific forces can be substituted to equation (20) as following

$$\theta = \operatorname{atan} 2\left((-0.08g), \sqrt{(-0.31g)^2 + (-0.95g)^2}\right) = \text{-}4.57^{\circ}. \tag{22}$$

When the measured values of specific forces are substituted to equation (21) we can get following

$$\theta = \operatorname{atan} 2\left(-(0.08g), \sqrt{(0.31g)^2 + (-0.95g)^2}\right) = \text{-}4.57^{\circ}. \tag{23}$$

The goal of the course alignment is determination of the yaw angle ψ between the navigation frame and the body frame. For the low-cost sensors, where the low quality gyroscopes are used (it means the errors of gyroscopes are higher than angular rate of Earth), the yaw can be determined by the magnetometers [6, 10]. The sensor ADIS16405 measures magnetic field by the three magnetometers. The vector of magnetic field can be denoted as $\boldsymbol{m}^{b}_{ADIS} = \left[m^{bx}_{ADIS}, m^{by}_{ADIS}, m^{bz}_{ADIS}\right]^{T}$. Due to same reason as mentioned for the accelerometers it should be transformed by following

$$\boldsymbol{m}^{b}_{ADISinNAV} = \boldsymbol{C}^{ADISinNAV}_{ADIS} \cdot \boldsymbol{m}^{b}_{ADIS}. \tag{24}$$

The relationship between the magnetic vector in the body frame and the navigation frame is can be expressed by

$$\boldsymbol{m}^{\mathrm{n}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}} \cdot \boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} . \tag{25}$$

Using the equation (4), the equation (21) can be rewritten to

$$\boldsymbol{m}^{\mathrm{n}} = [\psi]_3^{\mathrm{T}} \cdot [\theta]_2^{\mathrm{T}} \cdot [\phi]_1^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} , \tag{26}$$

multiplying both sides by rotation matrix $[\psi]_3$ we get

$$[\psi]_3 \cdot \boldsymbol{m}^{\mathrm{n}} = [\theta]_2^{\mathrm{T}} \cdot [\phi]_1^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} , \tag{27}$$

and

$$[\theta]_2^{\mathrm{T}} \cdot [\phi]_1^{\mathrm{T}} \cdot \boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} = [\psi]_3 \cdot \boldsymbol{m}^{\mathrm{n}} . \tag{28}$$

Expressing $[\theta]_2^{\mathrm{T}} \cdot [\phi]_1^{\mathrm{T}}$, the equation (28) can be rewritten

$$\begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta\sin\phi & \sin\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \cdot \boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} = [\psi]_3 \cdot \boldsymbol{m}^{\mathrm{n}} \tag{29}$$

The roll and pitch angles are determined by the equations (16), (20) and the vector $\boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}}$ is known from the equation (24) respective from the magnetometers measurements. Therefore, the left side can be substituted by the new vector $\boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\theta\phi}$, where

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\theta\phi} = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta\sin\phi & \sin\theta\cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \cdot \boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\mathrm{b}} \tag{30}$$

The right side of the equation (29) consists from the unknown variable yaw ψ and the magnetic field vector $\boldsymbol{m}^{\mathrm{n}}$ express in the navigation frame which represents the geomagnetic field vector $\boldsymbol{b}_{\mathrm{Earth}}$. The low-cost systems are assuming the magnetometers measurements are either isolated or compensated from the vehicle magnetic field [6]. Also, there are the assumptions that the local magnetic filed deviation and inclination are compensated. Consider these assumptions the equation (29) can be rewritten

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\theta\phi} = [\psi]_3 \cdot \begin{bmatrix} \|\boldsymbol{b}_{\mathrm{Earth}}\| \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \tag{31}$$

or

$$\boldsymbol{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\theta\phi} = \begin{bmatrix} \cos\psi \\ -\sin\psi \\ 0 \end{bmatrix} \cdot \|\boldsymbol{b}_{\mathrm{Earth}}\|, \tag{32}$$

where $\|\boldsymbol{b}_{\mathrm{Earth}}\|$ is a total intensity of geomagnetic field vector.
From equation (32), the yaw can be computed as

$$\psi = \operatorname{atan} 2\left(-\mathrm{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\theta\phi\ \mathrm{y}}, \mathrm{m}_{\mathrm{ADISinNAV}}^{\theta\phi\ \mathrm{x}}\right), \tag{33}$$

where $m^{\theta\phi\ x}_{ADISinNAV}$, $m^{\theta\phi\ y}_{ADISinNAV}$ are transformed measured values from magnetometers.

The magnetometers were measuring following values $\boldsymbol{m}^{b}_{ADIS} = [86.0, 233.5, -361.0]^{T}$ mG therefore values of roll and pitch from equations (17) and (22) can be substituted to equation (30) as following

$$\boldsymbol{m}^{\theta\phi}_{ADISinNAV} = \begin{bmatrix} 0.99 & -0,02 & -0,07 \\ 0 & 0,95 & -0,30 \\ 0,07 & 0,30 & 0,94 \end{bmatrix} \cdot \underbrace{\boldsymbol{C}^{ADISinNAV}_{ADIS} \cdot \begin{bmatrix} 86.0 \\ 233.5 \\ -361.0 \end{bmatrix}}_{\boldsymbol{m}^{b}_{ADISinNAV}} = \begin{bmatrix} 203.2 \\ -29.7 \\ 387.3 \end{bmatrix} \text{mG} \tag{34}$$

Substituting $m^{\theta\phi\ x}_{ADISinNAV}, m^{\theta\phi\ y}_{ADISinNAV}$ from equation (34) into equation (33) the value of yaw angle is following

$$\psi = \operatorname{atan} 2\left(-\left(-29.7\right), 203.2\right) = 8.3^{\circ}. \tag{35}$$

4 Conclusion

The paper describes initial attitude determination for the new inertial measurement unit ADIS16405. The attitude consists of the roll, pitch and yaw angles. The roll and the pitch angles are defined by equations (16) and (20) respectively, and the yaw angle is defined by equation (33). The test was conducted using the INS/GNSS development kit which was mounted on the rotation platform and the fixed attitude was set. The results of test were evaluated with real measured data and the rightness of the initial attitude determination was confirmed.

Acknowledgment

This research was supported by the project “Integrated navigation systems” No.: SPP–852_08-RO02_RU21-240, Sponsored by the Ministry of Defense of the Slovakia.

Bibliography

[1] Datasheet of ADIS16405: High Precision Tri-Axis Gyroscope, Accelerometer, Magnetometer http://www.analog.com/ static/ imported-files/ data_sheets/ ADIS16400_16405.pdf

[2] Maus, S., Macmillan S., McLean S., Hamilton B., Thomson A., Nair M., and Rollins C., The US/UK World Magnetic Model for 2010-2015, NOAA Technical Report NESDIS/NGDC

[3] Sotak, M.; Sopata, M.; Breda, R.; Rohac, J.; Vaci, L.: Navigation System Integration. Monograph: 1. ed., printed by Robert Breda, Kosice, the Slovak Republic, 2006, ISBN 80-969619-9-3 (In Slovak)

[4] Reinstein, M., Sipos, M., Rohac, J. Error Analyses of Attitude and Heading Reference Systems. In Przegląd Elektrotechniczny, ISSN 0033-2097. (2009), Vol. 85, No. 8, p. 118

[5] Farrell, J. A and M. Barth.: The Global Positioning System and Inertial Navigation: Theory and Practice. McGraw-Hill 1999. ISBN-0-07-022045-X

[6] Farrell, J. A.: Aided Navigation: GPS with High Rate Sensors. McGraw-Hill 2008, ISBN: 978-0-07-149329-8

[7] Berežný, S., Plávka J.: Computing the greatest parametric eigenvector in fuzzy algebra. In: Acta Avionica. ISSN 1335-9479. – Vol. 10, No. 15 (2008), p. 9-13

[8] Orejas, M. E., Vaci, L., Sopata M.: Multiple Sensor Integration for Autonomous Vehicle Navigation. In: MOSATT 2009: proceedings of the International scientific Conference: Zlata Idka, 22nd - 24th September 2009. Kosice: printed by Robert Breda, 2009. p. 272-277. ISBN 978-80-970202-1-7

[9] Groves, Paul D.: Principles of GNSS, Inertial, and Multi-Sensor Integrated Navigation Systems. Artech House Publishers, 2007, ISBN: 978-1580532556

[10] Breda, R.: Computation of navigational equation in the inertial coordinate system. In: Acta Avionica. - ISSN 1335-9479. - Vol. 11, No. 17 2009, p. 71-73

[11] Čižmár, J.; Škvarek, J.; Jalovecký, R.: An Inertial Reference Unit - Development And Testing, 2st International Scientific Conference, Bratislava, 29th April 2008, ISBN: 978-80-8075-324-5.

[12] Lazar, T.; Adamčík, F.; Labun, J.: Systémy riadenia lietadiel: vlastnosti, modelovanie, simulácie. 1. vyd., Košice, TU, 2009, ISBN 978-80-553-0214-0.

[13] Paces P., Sipos M.: Introducing Students to Aerospace Board Information Systems Using an Embedded Graphics System Simulator. In: Proceedings of 10th IEEE International Conference on Advanced Learning Technologies ICALT 2010, Tunis, Sousse, 5-7. 7. 2010, IEEE Computer Society, p. 397 – 399, 2010, ISBN 978-0-7695-4055-9

Abecední seznam autorů

Adamčík František	37	98
Bajer Josef	41	
Beňo Vladimír	3	
Bořil Jan	46	
Bréda Róbert	3	
Bystřický Radek	55	
Doubrava Jiří	9	
Draxler Karel	141	
Hovorka Jaroslav	59	
Jalovecky Rudolf	65	
Janů Přemysl	41	
Jeřábek Jaroslav	70	78
Kaczur Martin	85	
Kmec František	92	153
Labun Ján	98	
Makula Petr	104	
Michalík Vladimír	114	
Moštěk Martin	124	
Němeček Jiří	128	
Paces Pavel	22	141
Petr	122	
Polášek Martin	128	
Roháč Jan	133	148
Řezníček Pavel	141	
Soták Miloš	92	153
Šipoš Martin	148	
Vašek Milan	70	78
Waszniowski Libor	9	

Titul:	**Sborník příspěvků ze 10. mezinárodní vědecké konference Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2010**
Vydavatel:	Univerzita obrany, Brno
Tisk:	Univerzita obrany, Brno 2010
Editor:	Rudolf Jalovecký
Počet stran:	172
Rok vydání:	2010
Vydání:	první
Náklad:	70 kusů (40 CD verzí)
Kontaktní adresa:	Rudolf Jalovecký, Univerzita obrany, Kounicova 65, 662 10 Brno

ISBN: **978-80-7231-741-7** (ISBN pro CD: **978-80-7231-742-4**)