



Katedra letecké techniky Fakulty vojenských technologií Univerzity obrany

Sborník příspěvků

20. mezinárodní vědecké konference



Brno 19. - 20. 10. 2022

JALOVECKÝ R., BYSTŘICKÝ, R., (ed.): Sborník příspěvků 20. mezinárodní vědecké konference "Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2020", 19. - 20. října 2022, Brno, Česká republika, Brno, Univerzita obrany, 2022, 185.

ISBN 978-80-7582-472-1

Patronát nad konferencí převzal

plk. gšt. Ing. Vlastimil Neumann, Ph.D.

děkan Fakulty vojenských technologií Univerzita obrany v Brně

Vědecký výbor konference

předseda

prof. Ing. Rudolf JALOVECKÝ, CSc. Katedra letecké techniky

členové

plk. gšt. doc. Ing. Josef BAJER, Ph.D. Katedra letecké techniky

prof. Ing. Rudolf ANDOGA, Ph.D. Letecká fakulta Technické univerzity v Košicích, Slovenská republika

> prof. Ing. Zdeněk ŽIHLA, CSc. emeritní profesor Katedra letecké techniky

prof. Ing. Tobiáš LAZAR, DrSc. Letecká fakulta Technické univerzity v Košicích, Slovenská republika

prof. Ing. František ADAMČÍK, CSc. Letecká fakulta Technické univerzity v Košicích, Slovenská republika

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

doc. Ing. Pavel PAČES, Ph.D. Centrum umělé inteligence Fakulty elektrotechnické Českého učení technického v Praze

Programový výbor konference

Organizační garant:

prof. Ing. Rudolf JALOVECKÝ, CSc. Katedra letecké techniky

Členové

pplk. Ing. Radim Bloudíček, Ph.D. mjr. Ing. Petr Makula, Ph.D. mjr. Ing. Radek Bystřický, Ph.D. mjr. Ing. Martin Polášek, Ph.D. Katedra letecké techniky

Úvodní slovo předsedy vědeckého výboru

Vážení kolegové, příznivci letecké techniky.

po dvouleté přestávce se v letošním roce opět scházíme v Brně na půdě Univerzity obrany v rámci mezinárodní vědecké konference *Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2022.* Jubilejní 20. ročník konference původně připadal na rok 2020, ale z důvodů protikoronavirových opatření bylo pořádání konference v letech 2020 a 2021 zrušeno. Věřím, že se i po takto dlouhé pauze podaří navázat na dlouholetou tradici této konference.

Hlavním cílem konference je osobní setkání odborníků z akademické i průmyslové sféry, studentů, příslušníků AČR i dalších zájemců z oblasti letectví za účelem sdílení nových poznatků jejich výzkumu a vývoje. Všem účastníkům konference, ať už těm, kteří přednesou své odborné příspěvky, ale i těm ostatním, kteří si přijdou přednesené příspěvky poslechnout, proto přeji, aby pro ně byla přednesená témata zajímavá a vzniklá diskuze přínosná.

Věřím, že i letošní ročník mezinárodní vědecké konference se stane dobrým místem pro navázání a posílení dobrých profesních vztahů účastníků z leteckých oborů, obranného průmyslu i soukromého sektoru.

S přátelským pozdravem

doc. Ing. Josef Bajer, Ph.D.

Obsah:

ÚVODNÍ SLOVO PŘEDSEDY VĚDECKÉHO VÝBORU	
BAJER JOSEF	<u>V.</u>

Vyzvané přednášky

SIMPLE – NÁSTROJ PRE VÝCVIK A EVALUÁCIU PILOTOV UAV Szöke Zoltán, Lipovský Pavol, Tirpáková Michaela	3.
Letecká doprava jako systém Žihla Zdeněk	12.
ČLÁNKY	
Vývoj dronu pro mezinárodní soutěž UAVC 2022. Bystřický Radek, Hnidka Jakub, Rozehnal Dalibor, Kopečný Ladislav, Polášek Martin, Jílek Adolf, Bajer Josef, Křivánek Václav, Zúbek Vojtěch, Vala Radek, Kraner Lukáš, Nechvátal Jakub, Miarka Daniel, Hubička Tomáš	21.
Mechanické vlastnosti magnetických mikrodrôtov pre aplikácie v senzorike. Draganová Katarína, Semrád Karol, Blažek Josef, Šmelko Miroslav	38.
Zpracování letových parametrů z leteckého simulátoru X-Plane10 s využitím mikrokontroleru řady Arduino. Jalovecký Rudolf	50.
Identifikace dynamického modelu lidského operátora – I: Struktury modelů a jejich parametry. Jirgl Miroslav, Mihálik Ondřej, Sýkora Tomáš, Bradáč Zdeněk	<u>61.</u>
Provozuschopnost niklokadmiových akumulátorů vrtulníků AČR. Kalvoda Petr, Dub Michal, Halíček Marek	70.
STABILIZÁCIA RIADENIA KRITICKÝCH SITUÁCIÍ PRI ZÁSAHU PILOTA PRE MALÉ UAV. Karaffa Šimon, Hlinková Miriam, Bréda Róbert, Andoga Rudolf	80.
SIMULÁTOR AUTOPILOTA S VYUŽITÍM KONCEPTU PROCESSOR-IN-THE-LOOP . Kopečný Ladislav, Hnidka Jakub, Bajer Josef	

RELAXAČNÝ MAGNETOMETER VYUŽÍVAJÚCI RELAXÁCIU NA DIGITÁLNOM OPTOČLENE Lipovský Pavol, Fiľko, Martin, Szőke Zoltán, Kašper Patrik, Šmelko	
MIROSLAV	102.
IDENTIFIKACE DYNAMICKÉHO MODELU LIDSKÉHO OPERÁTORA – II: OPTIMALIZAČNÍ PROBLÉM.	
MICHÁLIK ONDŘEJ, SÝKORA TOMÁŠ, JIRGL MIROSLAV, FIEDLER PETR	114.
Pasivní měření polohy s využitím všesměrového majáku. Němeček Jiří, Polášek Martin	123.
MERANIE ŤAHU KVADROKOPTÉRY S VYUŽITÍM TENZOMETRICKÉHO MERACIEHO SYSTÉMU.	
NOVOTŇÁK JOZEF, FIĽKO MARTIN, SZÖKE ZOLTÁN, KAŠPER PATRIK, ŠMELKO Miroslav	138.
Metody zamíření zbraní pro průhledový zaměřovač PDU-39. Polášek Martin, Němeček Jiří	148.
CERTIFIKAČNÍ PROCES VOJENSKÉHO LETOUNU L-39NG Z HLEDISKA BEZPEČNOSTI A SPOLEHLIVOSTI.	
Pšenička Milan, Fukalová Michaela	162.
Progresívne technológie v konštrukcii uchytenia senzorov Semrád Karol, Fiľko Martin, Kessler Jarosav	<u>170.</u>

Anotace

vyzvaných přednášek

SimPLE – nástroj pre výcvik a evaluáciu pilotov UAV SimPLE – tool for UAV pilot training and evaluation

Zoltán SZŐKE

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra leteckej technickej prípravy, email: <u>zoltan.szoke@tuke.sk</u>,

Pavol LIPOVSKÝ

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra leteckej technickej prípravy, email: pavol.lipovsky@tuke.sk,

Michaela TIRPÁKOVÁ

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra leteckej technickej prípravy, email: <u>michaela.tirpakova@tuke.sk</u>,

Abstrakt: Bezpilotné lietadlá (Unmanned aerial vehicles (UAVs)) sa v súčasnosti využívajú nielen v armáde a pre vojenské účely, ale svoje uplatnenie našli aj vo viacerých oblastiach civilného sektora, a to najmä v priemysle, vo výrobe videí alebo fotografie, v geodézií a podobne. Rastúci počet používateľov UAV však predstavuje hrozbu pre bezpečnosť a plynulosť prevádzky konvenčného letectva, čo v budúcnosti môže byť problémom a zároveň výzvou pre oblasť legislatívy a výskum. Tento článok sa zaberá novo vyvinutým nástrojom pre výcvik a testovanie pilotov UAV na diaľku, ktorý je založený na meraní ich odoziev pri riadení simulovaného UAV v 2D priestore. Cieľom navrhovaného nástroja je meranie výkonu pilotov na diaľku, ktoré je možné uskutočniť prostredníctvom výsledkov počiatočného merania a identifikovaných kľúčových parametrov. Okrem toho je systém vyvinutý tak, aby sa mohol použiť na tréningové účely pri výučbe základných princípov a dynamiky UAV v bezpečnom prostredí.

Klíčová slova: UAV, výcvik, hodnotenie, optimalizácia

Abstract: Unmanned aerial vehicles (UAVs) are currently used not only in the military. Yet, UAVs are also widespread in several areas of the civilian sector, i.e., in industry, video or photo production, geodesy, and others. However, the growing number of UAV users poses a threat to the safety, smoothness, and regularity of conventional aviation traffic, which in the future may be a problem and a challenge for the field of legislation and research. This paper examines a newly developed remote training and testing tool for UAV pilots based on measuring their responses while piloting a simulated UAV in 2D space. The proposed tool aims to measure the

performance of pilots at a distance, which can be carried out through the initial measurement results and the identified key parameters. In addition, the system is developed for training purposes in teaching the basic principles and dynamics of UAVs in a safe environment. **Keywords:** UAV, training, evaluation, optimalization

1 Úvod

Bezpilotné lietadlá (Unmanned aerial vehicles - UAVs) sú v súčasnosti, na rozdiel od minulosti, keď sa používali prevažne v ozbrojených silách, veľmi obľúbené a využívajú sa v rôznych priemyselných odvetviach, pri výrobe videí alebo fotografie, v geodézií, vo vede a výskume a svoje uplatnenie nachádzajú aj v ďalších oblastiach [1 - 2]. Zaujímavý pohľad na využitie bezpilotných lietadiel prezentuje aj výskum UAV, ktorý je vybavený magnetometrami pre účely nedeštruktívnej archeológie prebiehajúci na Katedre leteckej technickej prípravy Leteckej fakulty Technickej univerzity v Košiciach [3]. Rastúci záujem o UAV prevádzku a signifikantný nárast používateľov bezpilotných lietadiel však predstavuje hrozbu nie len pre plynulosť premávky v konvenčnom letectve, ale najmä v celom kontexte bezpečnosti. V súvislosti s týmito potenciálnymi hrozbami je preto nevyhnutné zavádzať nové nariadenia, ktoré zaručia mierovú koexistenciu bezpilotných lietadiel a tradičných pilotovaných lietadiel vo vzduchu. Fundamentálnym aspektom novo zavádzaných nariadení je preto potreba komplexného výcviku pilotov na diaľku špecifických kategórií bezpilotných lietadiel [4]. Na hodnotenie výkonu pilotov však nie sú stanovené žiadne objektívne kritériá a hodnotenie je realizované len subjektívnym pocitom skúšajúcich, teda tým čo vidia a či sa im to páči alebo nie. Riešením problému by mohlo byť použitie vopred stanovených meracích metód, ktoré dokážu posúdiť výkonnosť pilotov na diaľku na základe štandardných kritérií – tzv. ľudského modelu. Tento článok bližšie špecifikuje jednu z možných metód, ktorá slúži na získanie potrebných údajov pre základné vyhodnotenie výkonnosti pilotov prostredníctvom simulovaného letu UAV v 2D priestore.

2 Materiály a použité metódy

Navrhovaný systém, ktorý je predmetom predkladaného článku pozostáva z dvoch fundamentálnych častí:

- simulačného systému a
- vyhodnocovacieho systému.

Základom hodnotenia je tzv. ľudský model, ktorý bude popísaný v nasledujúcej podkapitole.

2.1 Model človeka

Pri hodnotení výkonu diaľkových pilotov UAV sa využíva tzv. model človeka (human model), ktorý zdôrazňuje človeka ako regulátora lietadla a zaoberá sa parametrami jeho kybernetického modelu.

Základná rovnica popisujúca matematický model má nasledujúci tvar [5]:

$$F_{(s)} = \frac{Y_s}{X_s} = K \cdot \frac{T_3 \cdot s + 1}{(T_1 \cdot s + 1) \cdot (T_2 \cdot s + 1)} \cdot e^{-\tau s}$$
(1)

kde T vyjadruje zvyky pilota pre danú akciu, T_1 a T_2 sú konštanty označujúce transportné oneskorenie akcie dané neuromuskulárnym systémom a súvisia s implementáciou naučených stereotypov a rutinných postupov, T_3 vyjadruje prediktívnu časovú konštantu súvisiacu so skúsenosťami pilota a odráža schopnosť pilota predvídať situácie, ktoré môžu nastať, a τ je časová konštanta dopravného oneskorenia, ktorá označuje oneskorenie reakcie mozgu pilota na pohyb a optický stimul. Rovnica sa dá simplifikovať odstránením konštánt T_1 a T_3 alebo rozšíriť pridaním dodatočných výrazov do čitateľa a menovateľa podľa potreby.

Parametre modelu človeka sa najčastejšie určujú experimentálnym meraním odozvy pilota na podnet, vďaka čomu sa volí najlepšia možná konfigurácia rovnice. Na základe výsledkov uskutočnených meraní je možné špecifikovať niektoré fundamentálne kritéria pre parametre predstavujúce minimálnu požiadavku predbežného výberu pre diaľkového pilota UAV.

2.2 Program SimPLE

Pre zber potrebných dát bolo vytvorené kombinované softvérové a hardvérové riešenie, ktoré využíva klasický UAV RC vysielač a program simulujúci pohyb bezposádkového prostriedku v 2D priestore (SimPLE – Simulated Positioning and Levelling Exercise). K počítaču bol pripojený tradičný model RC vysielača (Radiomaster TX16S), na ktorom bol spustený vlastný softvér napísaný v programovacom jazyku Python. Tento vysielač je možné nahradiť aj jednoduchým RC ovládačom, napr. vytlačeným pomocou 3D tlačiarne a vybaveným dvoma dvojosovými páčkami. Pre komunikáciu s RC vysielačom bola použitá knižnica "PySticks", pomocou ktorej sú štyri riadiace osi RC vysielača vzorkované s frekvenciou 100 Hz a rozlíšením 2000 krokov.



Obr. 1: Dynamika simulovaného objektu

Na simuláciu letu multikoptéry boli použité jednoduché výpočty dynamiky hmotného bodu (Obr. 1), ktorý je ovplyvnený gravitačným zrýchlením F_g , odporom vzduchu proti smeru pohybu F_D a silou (ťahom motorov) F_M , ktorej smer je daný horizontálnou výchylkou riadiacej páky RC ovládača a veľkosť výchylkou páčky ťahu. Hmotný bod sa v podstate správa ako multikoptéra v stabilizačnom režime, pričom horizontálne uhlové výchylky α sú obmedzené na 90°.

Tento spôsob simulácie pohybu bol zvolený pre jednoduchosť výpočtov a testovania softvéru a nezaoberá sa skutočnou dynamikou multikoptér, ako je napríklad diferenciálny ťah motorov na vykonanie výchyliek, tie sú priamo viazané na výchylky páky RC ovládača. Na počiatočné skúšanie je tento model dostačujúci, avšak pre potreby ďalších meraní je možné tento model ďalej modifikovať implementáciou modelu skutočnej multikoptéry, pričom parametre sa získajú experimentálnym meraním pomocou tenzometrického meracieho systému [6]. Vďaka tomu sa bude koptéra správať v simulovanom prostredí ako za skutočných letových podmienok a je s ňou možné nacvičiť základné manévre pre daný typ multikoptéry s presnými výkonnostnými parametrami, napríklad reguláciu ťahu potrebnú na udržanie výšky.



Obr. 2: Používateľské rozhranie programu SimPLE - koptéra mimo zóny

Po spustení programu sa zobrazí letový priestor s fotografickým pozadím pre spätnú väzbu o veľkosti priestoru. Modrý kruh symbolizujúci bezposádkový prostriedok s čiarou smerujúcou od stredu kružnice k smeru orientácie ťahu vrtuľníka je umiestnený "na zemi" v spodnej časti plochy v stabilnej polohe. Túto spodnú hranicu nemožno prekročiť, pretože koptéra sa od nej pri páde odrazí. Ostatné hranice obrazu (bočné a horná) však môžu byť prekročené a pilot sa musí snažiť udržať koptéru na obrazovke, inak sa môže úplne stratiť.

Cieľové pozície sú generované náhodne v letovej oblasti a zobrazené ako červené kruhy, ako je to znázornené na Obr. 2. Úlohou pilota je vletieť do týchto kruhov a zostať v nich určitý čas – ak je koptéra správne v zóne, farba sa zmení na zelenú, ako je znázornené na Obr. 3. Pri pokuse o dosiahnutie cieľových bodov musí pilot zvážiť dynamiku koptéry a pri dosiahnutí cieľa aktívne brzdiť s opačným vychýlením. Tiež musí nájsť rovnováhu síl (gravitácia a ťah motora), aby udržal koptéru v požadovanej výške.

Po vygenerovaní novej úlohy sa spustí časovač, ktorý meria čas na dokončenie úlohy v rámci nastaveného maximálneho povoleného časového limitu. Tento maximálny povolený čas si môže zvoliť užívateľ pri spustení programu. Ak používateľ nemôže dokončiť úlohu v tomto čase, bude vyhodnotená ako neúspešná a vygeneruje sa nová úloha.

Pri vstupe do zóny sa na pozadí spustí druhý časovač a po vopred stanovenom čase sa úloha vyhodnotí ako úspešná a vygeneruje sa nová. Ak užívateľ opustí zónu, časovač sa vynuluje. Tento časovač nastavuje potrebný interval, aby sa zabránilo signalizácii dokončenia úlohy náhodným pohybom cez zónu. Pre výpočet parametrov modelu sa vyhodnocujú pohyby simulovanej multikoptéry z predchádzajúcej do nasledujúcej zóny ako reakcia na krokovú zmenu, pričom poloha stredu zóny predchádzajúcej úlohy je bod 0 a stred zóny aktuálnej úlohy je bod 1.



Obr. 3: Používateľské rozhranie programu SimPLE – koptéra v zóne

Po spustení programu sa úlohy generujú priebežne, či už po ich úspešnom dokončení alebo nie. Počas toho sa všetky vzorkované polohy pák, poloha simulovanej multikoptéry a požadované polohy úloh zaznamenávajú do súboru pre neskoršie vyhodnotenie. Po vykonaní dostatočného množstva úloh (zvyčajne aspoň okolo 50 až 100) je možné meraciu časť programu ukončiť prepnutím na to určeného prepínača na RC vysielači.

2.3 Vyhodnotenie dát

Po ukončení meracej časti softvér predspracuje dáta zo súboru na základe zmien požadovaných pozícií pre každú úlohu na jednotlivé segmenty. Pozície sa potom normalizujú na krokovú funkciu od 0 do 1 na základe požadovaných pozícií z predchádzajúcej a aktuálnej úlohy. Z týchto údajov sú vypočítané smerodajné odchýlky, priemery a mediány časových priebehov, ktoré sú následne zobrazené na jednotlivých grafoch pre obe osi. Z týchto grafov je možné vizuálne vyhodnotiť, či boli úlohy vykonané správne, bez mimoriadnych chýb, ktoré by mohli spôsobiť zlyhanie ďalších výpočtov. Na výpočet koeficientov modelu človeka z nameraných dát sa používa kombinované softvérové riešenie vrátane vlastných Python skriptov na predspracovanie a MATLAB *System Identification Toolbox* na identifikáciu parametrov.

Predspracovanie pozostáva z dvoch krokov. Po prvé, aby sa eliminovali chyby používateľa na koncoch vzoriek (napr. očakávanie novej úlohy a príliš skoré posunutie páčok), skrátia sa všetky vzorky na definovanú dĺžku. Po druhé, zo sady vzoriek sa odstráni dané percento najhorších pokusov (identifikované ako maximálne pozitívne a negatívne odchýlky od požadovanej polohy), aby sa vytvoril selektívny súbor dát. Po dokončení predspracovania sa protokoly uložia a načítajú v softvéri MATLAB, kde je možné vypočítať dva typy modelov:

- model prenosovej funkcie pomocou funkcie "tfest" a
- procesný model s použitím funkcie "procest".

Výpočet modelu prenosovej funkcie sa viac zhoduje s nameranými údajmi, pretože môže pracovať s viacerými pólmi a nulami v porovnaní s procesným modelom. Čitateľ a menovateľ však majú polynómový tvar, ktorý vo väčšine prípadov nie je možné prepočítať na súčinový tvar. Po identifikácii modelu sa simuluje reakcia na skokovú zmenu a všetky údaje (parametre modelu, časové priebehy) sa uložia a načítajú späť do skriptu Python. Tam sa vytvoria finálne grafy zobrazujúce namerané dáta s vypočítaným priemerom, mediánom a smerodajnými odchýlkami a výstupy simulovaného modelu s prenosovými funkciami.

3 Výsledky

Systém bol doposiaľ testovaný na niekoľkých subjektoch. Jedným z nich bol pilot na diaľku s ročnými skúsenosťami s lietaním na FPV závodných dronoch a ostatní boli začiatočníci s minimálnou prípravou. Pre diskusiu o výsledkoch meraní sa v tomto prípade javilo ako vhodnejšie použiť funkciu *"tfest"* pre výpočet parametrov modelu, keďže tu (najmä u začiatočníka) sú viditeľné výrazné oscilácie pri riadení výšky letu koptéry. V tomto článku sú zobrazené výsledky najreprezentatívnejšieho začiatočníka spolu s výsledkami skúseného pilota.



Obr. 4: Reakcie pilota začiatočníka



Obr. 5: Reakcie skúseného pilota

Všeobecne je možné definovať štyri kľúčové aspekty, ktoré je nutné brať do úvahy pri vyhodnocovaní výkonnosti:

- dopravné oneskorenie,
- rýchlosť regulácie (resp. strmosť regulačnej krivky),
- maximálne odchýlky od cieľa (prekmity) a
- presnosť regulácie v cieľovom bode.

Na obrázkoch 4. a 5. sú znázornené reakcie začiatočníka a reakcie skúseného pilota. POSX znázorňuje pohyb pozdĺž horizontálnej osi (laterálny pohyb multikoptéry) a POSY vyjadruje reguláciu letovej výšky (vertikálny pohyb). Z obrázkov je zrejmé, že dopravné oneskorenie začiatočníka a rovnako aj skúseného pilota bolo takmer totožné. To však vyplýva z fyziologických predispozícií subjektov a ich zamerania pri vykonávaní cvičení, takže je táto skutočnosť pochopiteľná.

Väčšie rozdiely je však možné pozorovať pri kvalite regulácie, a to aj v prípade strmosti regulačnej krivky a rovnako tak aj pri prekmitoch a v presnosti držania v cieli. Platí to najmä vo vertikálnej osi, kde je zložitejšie udržať multikoptéru na mieste v stabilnej letovej výške. Znamená to, že praxou je možné dosiahnuť oveľa lepšie výsledky, vrátane lepšej presnosti a rýchlosti.

4 Záver

Bezposádkové prostriedky sú v súčasnosti veľmi obľúbené a ich využitie sa postupne rozširuje do viacerých oblastí priemyslu čím výrazne stúpa počet používateľov. Vzhľadom na tento trend je potrebné zavádzať nové predpisy, ktoré budú schopné zabezpečiť udržateľnú bezpečnosť vzdušného priestoru, s osobitnou pozornosťou venovanou výcviku diaľkových pilotov UAV. V súčasnosti však takáto legislatíva ešte stále nie je všade k dispozícií a existuje len veľmi málo riešení na objektívne hodnotenie výkonnosti pilotov. Predmetom tohto vedeckého článku bolo preto odprezentovať vlastný nástroj na meranie výkonu pilotov na diaľku – program SimPLE. Cieľom tohto programu je meranie odoziev pilota pri riadení simulovanej multikoptéry v 2D priestore. Na tento účel sú v programe postupne generované cieľové body, a pilot musí manévrovať so simulovaným UAV pre dosiahnutie týchto cieľových bodov. Po splnení stanoveného počtu úloh sa výkon pilota hodnotí prostredníctvom parametrov matematického modelu človeka. Na základe prvotných výsledkov boli identifikované štyri kľúčové parametre, a to dopravné oneskorenie, rýchlosť regulácie, maximálny prekmit a stabilita regulácie v cieľovom bode. Výsledky preukázali, že začínajúci pilot môže byť podobne dobrý

v hodnotách dopravného oneskorenia, avšak ostatné tri parametre možno tréningom výrazne zlepšiť. V budúcom výskume sa uskutoční viac testov vykonaných viacerými testovacími subjektmi, aby sa doladili parametre a kritériá hodnotenia na základe väčšieho súboru začínajúcich pilotov. Systém bude následne využiteľný v prvých častiach výcviku na zistenie predispozícií záujemcov o preukaz pilota bezposádkového prostriedku a tiež ich zoznámenie sa so základnými princípmi a dynamikou multikoptér v bezpečnom prostredí.

Literatúra

[1] GREENWOOD, W.W., LYNCH, J.P., ZEKKOS, D.: Applications of UAVs in Civil Infrastructure. Journal of Infrastructure Systems, 2019, DOI: 10.1061/(ASCE)IS.1943555X.0000464.

[2] FLOREANO, D., WOOD, R.J.: Science, technology and the future of small autonomous drones. Nature 521, 2015, DOI: 10.1038/nature14542

[3] LIPOVSKÝ, P., FIĽKO, M., NOVOTŇÁK, J., SZŐKE, Z., KOŠUDA, M., DRAGANOVÁ, K.: Concept of Magnetic Microwires Based Magnetometer for UAV Geophysical Survey. New Trends in Signal Processing (NTSP). 2020, DOI: 10.1109/NTSP49686.2020.9229542

[4] Commission Implementing Regulation (EU) 2019/947 of 24 May 2019 on the rules and procedures of the operation of unmanned aircraft.

[5] JIRGL, M., BOŘIL, J., JALOVECKÝ, R. Statistical Evaluation of Pilot's Behavior Models Parameters Connected to Military Flight Training. Energies 13. 2020. DOI: 10.3390/en13174452

[6] Novotňák, J.; Fiľko, M.; Lipovský, P.; Šmelko, M. Design of the System for Measuring UAV Parameters. Drones 2022, 6, 213. https://doi.org/10.3390/drones6080213

Dedikace

Túto prácu podporila Kultúrna a edukačná grantová agentúra v rámci projektu KEGA 045TUKE-4/2022. Táto publikácia vznikla aj vďaka podpore v rámci Operačného programu Integrovaná infraštruktúra pre projekt s kódom ITMS 313011AUP1, spolufinancovaný zo zdrojov Európskeho fondu regionálneho rozvoja.

Letecká doprava jako systém.

Zděněk Žihla

Univerzita obrany v Brně, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky

Hlavní náplň mé aktivní pedagogické činnosti⇒ ASŘ - Autopilot



Přechod od výuky SAŘ letadel na obor Letecká doprava - změny

 analýza souboru složitých vzájemných vnitřních a vnějších vztahů (např. ekonomika & LD, provoz LD & životní prostředí,....)



- zvládnutí struktury a činnosti prvků systému LD s důrazem na:
 - úlohu a cíle LD (rychlá, spolehlivá, ekonomická a bezpečná přeprava osob a zboží, prodej LD, ...)
 - plnění požadavků leteckých ICAO, evropských a národních předpisů

*https://www.scirp.org/journal/paperinformation.aspx?paperid=91629

s rozvojem letecké dopravy vystoupila pro LD do popředí otázka – jak reagovat na potíže vyvolané různými vnějšími a vnitřními vlivy ?



- vedle toho působí na LD řada dalších vlivů meteorologické jevy, nutné uzemnění letadel, fatální letecká nehoda, nedostatek personálu, nepostačující kapacita letišť, atd.
- důsledek: zpoždění, rušení letů, ekonomické ztráty --> jak řešit?

A tak: na základě zkušeností s výukou v oboru Letecká doprava, jsem se pokusil popsat požadavky spojené s chápáním



Splnit náročné požadavky kladené na systém LD, znamená:

- poznat a respektovat procesy spojené s jejím životním cyklem
 - V systému LD používat a provozovat jen takové prvky (systémy, zařízení, prostředky), které splňují bezpečně řadu náročných technických a provozních požadavků po celou dobu jejich životního cyklu - <u>kvalita</u>
- k zabezpečení pohybu osob a zboží realizovat komplexní přístup
 - sjednocení a plnění základních požadavků a předpisů pro zřízení a provoz leteckého dopravce, řízení letového provozu, odbavení cestujících, výstavbu a provoz letišť a další činnosti související s letectvím - soubor činností oboru logistika



 důsledně respektovat ve všech etapách návrhu, realizace i provozování systému vztah mezi kvalitou a bezpečností



 získat poznatky o dynamice systému LD a vlivu rušivých jevů a přijímat odpovídající opatření vetet postati skonemické krite postatila



Reakce systému letecké dopravy na pandemii Covid 19



 dynamiku změn probíhajících v systému LD lze vyjádřit pomocí vhodně sestaveného modelu ve formě uzavřeného zpětnovazebního obvodu

• možné druhy modelů v systému letecké dopravy





Vazba mezi počtem cestujících, počtem sedadel a odpovídající cenou



Jednoduchý model požadované kapacity RWY podle Miller (2007)

úspěšně zvládat růst objemu letecké dopravy

- zabezpečit vysokou kvalitu pro cestující ve všech fázích provozu
- realizovat rychlý, spolehlivý, efektivní a bezpečný provoz

To vyžaduje: provádět průběžně modernizaci, technické, organizační a provozní úpravy u všech prvků systému letecké dopravy

Příklady některých realizovaných modernizací:

- samoobslužné odbavení osob a jejich zavazadel na letišti
- automatizovaná bezpečnostní kontrola na letišti
- číslicová komunikace řídící LD pilot
- družicová navigace GPS
- palubní a pozemní systémy ochran Safety Nets
- koncepce volných letových cest Free Flight
- harmonizace příletů letadel Metoda Point Merge
- Management leteckých informačních služeb AIM (Aeronautical Information Management)

V letectví a LD stále více uplatňuje umělá inteligence AI (Artificial Intelligency)*

Má obrovský potenciál pro využití v oblastech, kde pomůže snížit pracovní zátěž nebo zvýšit schopnosti člověka ve složitých pracovních scénářích.

*Podle definice Microsoft Azure se u Al jedná o "Schopnost počítačového systému napodobovat lidské kognitivní funkce, jako je učení, nebo řešení problémů"

Využití Al může být v letectví orientováno na podporu mnoha činností:



V roce 2018 vyslovila Evropská komise potřebu vytvořit koordinovaný plán aktivit v oblasti umělé inteligence

Byla ustavena evropská expertní skupina pro umělou inteligenci Al HLEG (Artificial Intelligence High Level Expert Group)

Komise zpracovala dokument The Fly Al Report

- zde je zpracovaná definice systému Al a možná řešení
- popsány procesy aplikace Al v letectví a letecké dopravě*.



*The FLY AI Report, Demystifying and Accelerating AI in Aviation/ATM, EUROPEAN AVIATION ARTIFICIAL INTELLIGENCE HIGH LEVEL GROUP, 5th March 2020, In: https://www.eurocontrol.int/publication/fly-ai-report



Pro dokonalé poznání v letectví a jeho úspěšnou realizaci v praxi je toho stále mnoho

Přeji vám hodně úspěchů při jeho úspěšném zvládání

Příspěvky konference

Vývoj dronu pro mezinárodní soutěž UAVC 2022. Drone development for international competition UAVC 2022

Radek BYSTŘICKÝ, Jakub HNIDKA, Dalibor ROZEHNAL, Ladislav KOPEČNÝ, Martin POLÁŠEK, Adolf JÍLEK, Josef BAJER,

Pracoviště: Katedra letecké techniky, Univerzita Obrany, Brno, email: <u>radek.bystricky@unob.cz</u>, jakub.hnidka@unob.cz, dalibor.rozehnal@unob.cz, ladislav.kopecny@unob.cz, <u>martin.polasek@unob.cz</u>, <u>adolf.jilek@unob.cz</u>, josef.bajer@unob.cz,

Václav KŘIVÁNEK,

Pracoviště: Katedra vojenské robotiky, Univerzita Obrany, Brno, email: <u>vaclav.krivanek@unob.cz</u>

Vojtěch ZŮBEK, Radek VALA, Lukáš KRANER Jakub NECHVÁTAL, Daniel MIARKA, Tomáš HUBIČKA,

Pracoviště: Fakulta vojenských technologií, Univerzita Obrany, Brno, email: <u>vojtech.zubek@unob.cz</u>, <u>radek.vala@unob.cz</u>, <u>lukas.kraner@unob.cz</u>, jakub.nechvatal@unob.cz, daniel.miarka@unob.cz, tomas.hubicka@unob.cz

Abstrakt: Článek pojednává o vývoji, konstrukci a testování dronu, který by splňoval zadávací parametry mezinárodní soutěže UAVC 2022 pořádané v Egyptě. První část článku pojednává o konstrukci nosné části, druhá je věnována řešení pohonné soustavy a ve třetí části je popsána elektronika pro vyhodnocení obrazu. V závěru jsou zhodnocené výkonové parametry získané výpočtem a měřením v aerodynamickém tunelu.

Klíčová slova: UAV, Pixhawk, zpracování obrazu, BLDC motor, vrtule

Abstract: The article deals with the development, construction and testing of a drone that would meet the specifications of the international competition UAVC 2022 held in Egypt. The first part of the article discusses the construction of the main body, the second is devoted to the solution of the propulsion assembly, and the third part describes the electronics used for image recognition. The last part evaluates the performance obtained by calculation and by measurement performed in the wind tunnel.

Keywords: UAV, Pixhawk, image processing, BLDC motor, propeller

1 Představení projektu

V roce 2021 odjel tým z Univerzity obrany do Egypta, aby se zúčastnil mezinárodní soutěže bezpilotních prostředků. Povětrnostní podmínky byly tak drsné, že postavený dron neměl pčíliš šancí na úspěch. Nikdo z původního týmu nepředpokládal rychlost větru dosahující v nárazech 25 m/s. Tento neúspěch nás donutil navrhnout další dron, který by právě takové meteorologické podmínky vydržel.

Pravidla pro design jsou u této soutěže poměrně jednoduchá a přímočará. Bezpilotní prostředek musí být vytvořen, nikoli zakoupen, a jeho MTOW musí být nižší než 10 kg. Pokud jde o pohonný systém, může využívat buď elektrický, nebo spalovací motor. Velikost není nijak omezena, i když UAV musí být dostatečně malé, aby se vešlo do autobusu pro místní každodenní přepravu na místo soutěže a v našem případě muselo být navíc i dopraveno letadlem do Egypta.

Každá akce provedená UAV v automatickém režimu je odměněna štědrým bodovým skóre proto je na místě stavět dron s vizí plně automatického letu. Posledním pravidlem byla, alespoň na papíře, schopnost ukončit let v případě problému. Jak se nakonec ukázalo, tento bod splnil pouze náš tým, protože jsme pro případné ukončení letu použili bezpečnostní padák.

Pravidla soutěže jsou rovněž jednoduchá, i když poměrně přísná a v některých případech i nemilosrdná. Bezpilotní prostředek musí zůstat uvnitř modře vyznačené oblasti, viz obr. 1 a opuštění prostoru na dobu delší než 5 sekund znamená diskvalifikaci. Toto pravidlo platí i pro překročení výškových limitů stanovených na oblast mezi 50-100 m, samozřejmě s výjimkou vzletu a přistání.



Obr. 1: Vyznačené letové prostory

Doba letu je omezena na 10 minut počínaje okamžikem, kdy je UAV prohlášeno rozhodčími za způsobilé k letu. V případě překročení tohoto časového úseku se odečítají body od skóre za každou započatou minutu. Každý tým dostane USB klíčenku s letovými body, které musí být přelétnuty, a se zakázanými body, kterým je třeba se v dostatečné vzdálenosti vyhnout.

Druhou možností je si tyto data stáhnout z připraveného serveru. Využití automatizovaného stažení ze serveru je opět štědře bodově ohodnoceno. Dráhu letu je proto nutné pečlivě zvážit především s ohledem na silný vítr, který několika týmům odnesl bezpilotní prostředek mimo vyznačenou oblast.

Soutěž samotná je pak rozdělena do tří misí. První z nich je letět nad danými body a vyhýbat se zakázaným oblastem. Toto je poměrně přímočará mise, kterou lze velmi jednoduše provádět v plně autonomním režimu.

Druhá mise spočívá ve vyhledávání, rozpoznávání a lokalizaci cílů ve vymezené oblasti. Tímto cílem může být 1x1 m veliký QR kód nebo vlajky (bez specifikace, zda se bude jednat o vlajky států, námořní nebo jiné). Bonusovou akcí je pak shození nákladu na cíl, který není vlajkou. Tato mise tedy vyžaduje rozpoznávání obrázků v téměř reálném čase, schopnost přesně lokalizovat bod v mapovém podkladu a nezbytný výpočetní výkon k nalezení všech bodů zájmu. Zvláštní body jsou uděleny, pokud všechny tyto akce provede UAV, a ne tým na zemi. Poslední misí je rychlostní soutěž na 10 minut, kdy dron musí opět proletět stanovenou trať a za každé dokončené kolo se dostanou body. Pokud je čas překročen, body se znovu odečítají za každou překročenou minutu a naopak zvláštní body se udělují za každých 500 g užitečného zatížení, které UAV při této úloze nese.

Tým "UNOB tvůrců" se po důkladném zvážení rozhodl, že dron ve formě kvadrokoptéry by byl vzhledem k podmínkám soutěže nejlepší design, protože může létat perfektně po navržené dráze letu, lze jej snadno vybavit výměnnými moduly nesoucími kameru nebo náklad, stejně jako jakékoli jiné užitečné zatížení. Nosnost navíc může být významně vyšší v porovnání s křídlatým prostředkem a odpadá zde problém se změnou centráže při odhozu nákladu.

2 Popis návrhu konstrukce a výroby draku dronu

Oproti prvnímu neúspěšnému roku jsme provedli několik změn v designu našeho dronu. Původně konstrukce hlavního rámu zahrnovala průběžná zkřížená ramena nad sebou. Zjistili jsme, že je to nevhodné. Pro snížení hmotnosti a velikosti jsou tedy všechna čtyři ramena v jedné rovině. Tento koncept také výrazně zjednodušuje případnou výměnu ramene při nehodě a sestavení dronu. Zbytek designu je dosti podobný s původním návrhem z roku 2021. Přibližné rozměry dronu (bez vrtulí) jsou 855x855x435 mm, viz obr. 2



Obr. 2: Vylepšený design bezpilotního stroje

Hlavní rám je vyroben ze čtvercové tvarové desky, která je prodloužena na dvou protilehlých stranách, aby poskytla více místa pro elektroniku a montáž podvozku. Deska má čtyři sloupky v každém rohu a jeden uprostřed, který poskytuje montážní body pro ramena s motory. Na vrcholu této desky je křížová deska spojující celou konstrukci. Celá konstrukce je navržena tak, aby byla z jednoho kusu materiálu, viz obr. 3.



Obr. 3: Zákres hlavní nosné desky – pohled shora a z boku

Každé rameno se nasazuje skrz rohový sloupek a je upevněno ve středním sloupku. Ramena jsou držena na svém místě třením mezi nimi a otvory v rohových sloupcích. Otvor ve středovém sloupku byl navržen jednak pro snížení hmotnosti, a zároveň tento otvor funguje i jako štěrbina pro upevnění další části konstrukce nad deskou – tato část je ve štěrbině zajištěna šroubem.

Ve spodní části hlavního rámu je integrována jedna část systému pro přepravu a uvolnění nákladu. Jde o podobný mechanismus, který se používal v minulé sezóně, kdy je zátěž fixována na 3D tištěné desce a na svém místě drží aretačním servomechanismem.

Držák baterií je vyroben formou 3D tisku z plastu a pojme dvě baterie, viz obr. 5. Držák je namontován na horní křížové úrovni středové části a je také upevněn ve štěrbině uprostřed hlavního rámu. Na horní straně tohoto držáku je připevněna deska ve tvaru kříže s balistickým padákem.



Obr. 4: Detailní pohled na spodní stranu základové nosné desky s integrovaným systémem uchyceni podvěsu.



Obr. 5: Držák akumulátorů

Jako ramena používáme karbonové trubky s 3K keprovým vzorem pocházejícím z <u>www.firelovers.com</u>. Jejich průměr je 26 mm a tloušťka stěny 1,5 mm. Vyznačují se vynikající kombinací hmotnosti a síly, obojí potřebné pro ramena kvadrokoptéry.

Držák motoru je vyroben jako jeden 3D vytištěný kus pro zlepšení tuhosti, s otvorem uprostřed pro snížení hmotnosti. Držák se poté nasune na uhlíkovou trubku (rameno) a je na něj upevněn T-Motor U8 II KV 150 s 28" vrtulí, viz obr. 6.

Příďový podvozek je do tvaru luku natvarovaná pásovina rovněž z uhlíkových vláken s rozvorem 475 mm, výškou 203 mm a šířkou 40 mm. Podvozek je připevněn ke kratším koncům hlavní desky šrouby. Z tohoto důvodu je základní deska doplněna o podpěry, které pomohou přenést síly na celou konstrukci, a síla působící od podvozku bude lépe rozložena po celé konstrukci. Viz obr. 2.



Obr. 6: Řez držákem motoru

3 Pohonný systém

Motor je srdcem každého pohonného systému. Jeho výběr musí být mimořádně pečlivý, protože potřebuje dobře a efektivně spolupracovat s vrtulí a dalšími prvky pohonného systému. Volba nakonec padla na motor U8 II KV 150 od firmy T-Motor na základě svých specifikací a jeho schopnosti dobře vyhovuje našim účelům a potřebám.

KV	150	Rated Voltage (Lipo)	65/125
Motor Weight (Incl. Cable)	273g	Propeller Recommendation	28-30" / 22"
Idle Current (18V)	1A	Quadcopter (28CF)	8kg
Internal Resistance	85±5mΩ	Hexacopter (28CF)	12kg
Peak Current (180s)	29.7A / 26.5A	Octocopter (28CF)	16kg
Max. Power (180s)	712.8W / 1272W		

Tab. 1: Výňatek důležitých parametrů motoru T-motors U8 II KV 150

Volba vrtule jako zdroje tažné síly musí být mimořádně důkladná a je třeba dbát na dobrou a efektivní spolupráci mezi vrtulí a motorem. Naše volba padla na vrtuli od firmy Mejzlik propellers, s.r.o. 26 x 8,7". Viz obr. 2 a obr. 7.



Obr. 7: Zákres vrtule Mejzlík

Dalším neméně důležitým prvkem pohonného systému je regulátor otáček. Je nutné, aby odolal jak napětím, tak proudům požadovaným motorem. Chceme také, aby byl schopen přenášet telemetrická data z motoru pro další zpracování. Navíc musí být schopen ustát vysoké teploty Egyptské pouště a přímý sluneční žár. Námi vybraný regulátor je TMM 7063-2 for drones X2-Series PRO od MGM COMPRO. Viz obr. 8.



Obr. 8: TMM 7063-2 for drones X2-Series PRO

Výběr baterie je zásadní. Nejenže musí odolat zátěži, která na něj působí, když je motor poháněn, musí mít také dostatečnou kapacitu, aby udržela dron ve vzduchu po požadovanou dobu letu. Na základě očekávaných vysokých vybíjecích proudů baterie, vysokých provozních teplot a zkušeností získaných během loňské soutěže jsme se rozhodli zvolit Li-Pol baterii KAVAN - Li-Po 8000 mAh, s proudem 25,9 V, vybíjecí rychlostí 30/60C a akumulovaná energie 207,2 Wh. Viz obr. 9.



Obr. 9: Akumulátor KAVAN – Li-Po

4. Palubní elektronika

Řízení a stabilizace kvadrokoptéry je složitý úkol, i když samotné ovládání z pohledu pilota je relativně jednoduché (za předpokladu, že vše funguje tak, jak bylo navrženo). Řídicí systém musí po celou dobu letu udržovat přesnou součinnost všech 4 motorů, které řídí let nejen svými jednotlivými tahy, ale také s přihlédnutím k příslušným točivým momentům, které přirozeně vytvářejí.

Autopilot ovládá UAV pomocí akcelerometrů/gyroskopů ICM-20649 a barometru MS5611. Firmware udržující kontrolu nad UAV je Arducopter V4.2.1 běžící na hardwaru Cube.

Napájení systému je zajištěno dvěma akumulátory o jmenovitém napětí 25,9 V a kapacitě 16 Ah schopných dodat 414,4 Wh. Konfigurace akumulátorů je 7S2P. Maximální trvalý vybíjecí proud zdroje je 480 A a maximální špičkový proud je 960 A. Tyto hodnoty ostře kontrastují s loňskými bateriemi, které byly schopné dodat kontinuální proud do 40A, což nakonec zapříčinilo pád stroje v důsledku silného poryvu větru a neschopnosti dodat dostatečné množství energie potřebné pro stabilizaci dronu.
Akumulátor je připojen k modulu Power Brick Mini, který napájí autopilota Cube Orange. Servomotory, ESC a další periferie jsou připojeny k nosné desce pro Cube Orange.

Cube Orange je napájen 6 V nepřetržitým proudem z Power Brick Mini. Musí být také 5V napájení pro periferie připojené k PWM výstupům, protože 5V výstup není napájen samotnou nosnou deskou.

Navigace, orientace v prostoru a pohyb v prostoru jsou možné díky snímači Here3 GNSS a magnetometru, který podporuje i RTG GNSS, zajišťující na milimetr přesné polohování. Bohužel nebudeme moci používat určování polohy RTK z důvodu rušení na vojenské základně, kde se lety provádí, i když díky schopnosti přijímat korekční zprávy ze satelitů SBUS jsme schopni určit polohu UAV s chybou 2,5 m.



Obr. 10: Cube Orange autopilot

Jako RC vysílač používáme Jeti/model Duplex DS-12 EX Multimode Transmitter s telemetrickým vstupem. Tento vysílač spárovaný s přijímačem Jetimodel REX 7 je schopen přenášet signál na vzdálenost i přes 2 kilometry. Tato sada je vyrobena pro práci v pásmu 2,4 GHz a má FHSS, která zajišťuje nulové rušení s jinými zařízeními. Signál je modulován PPM a v Cube Orange převeden na PWM a distribuován do dalších komponent.

V oblasti komunikace mezi Cube Orange a pozemní řídící stanicí (GCS) se aktuálně snažíme vyvinout vlastní telemetrický modul. Tento modul je v počáteční fázi vývoje. Současné plány jsou vyvinout jej na základě mikroprocesorové jednotky (např. Esp32) s vlastními obvody, které by obsahovaly lepší vysílací a přijímací systém, který by výrazně zvýšil komunikační dosah a zajistil bezpečnou a spolehlivou komunikaci mezi pozemní stanicí a dronem. Jako záložní telemetrický modul použijeme RFD900x, schopný doručit signál na vzdálenost až 32 km

v případě plného výkonu. Sebou jsme vzali moduly 868 MHz i 900 MHz, abychom zajistili bezpečný rádiový provoz v Egyptě.

Pozemní řídící stanice je tvořena notebookem s připojeným RFDxxx modulem. Jako provozní aplikaci jsme zvolili Mission Planner pro jeho jednoduchost a mnoho funkcí, které jsou pro konkurenci klíčové. Tato aplikace obsahuje vše od instalace firmwaru až po konečné plánování mise a provoz UAV s datovou telemetrií v reálném čase.

Protože nebylo jasné, jak budou cíle vypadat, zvažovali jsme možnosti obou tedy jak detekce QR kódů i detekce vlajek.

K detekci a dekódování QR kódů použijeme knihovnu ZBar (s vazbami Python), což je opensource softwarový balík pro čtení čárových kódů z různých zdrojů, jako jsou video streamy, obrazové soubory a nezpracované snímače intenzity. Podporuje mnoho populárních symbologií (typů čárových kódů) včetně EAN-13/UPC-A, UPC-E, EAN-8, Code 128, Code 39, Interleaved 2 of 5 a QR Code.

Knihovna ZBar bude použita společně s OpenCV pro skenování a dekódování čárových kódů a QR kódů.

Doporučený/plánovaný algoritmus pro soutěž:

- Přejít do dané oblasti hledání
- Detekce identifikovaného příznaku <- Použijte barevně založenou a umělou neuronovou síť
- Pokud je detekován, získejte obrysy objektu (lidského těla), otočte obrysy na obdélník.
 Střed obdélníku má souřadnice (x, y) v rámečku fotoaparátu
- Pohybujte UAV, dokud se střed obdélníku (x, y) nepřibližuje ke středu rámu kamery
- Získejte GPS souřadnice
- Barevný prostor HSV HSV

Aby bylo možné správně posoudit cíl a rozpoznat národnost vlajky nebo dekódovat QR kód, je nutné pečlivě vybrat optiku s dostatkem pixelů zachycujících vlajku. Navíc jakékoli zvýšení zorného úhlu zvoleného kamerového systému může výrazně snížit délku dráhy letu UAV a tím zkrátit čas potřebný k nalezení a rozpoznání všech cílů v letové oblasti.

Bylo zvažováno několik kamerových systémů a pro informované rozhodnutí lze provést jednoduchý výpočet pro získání počtu pixelů pokrývajících cíl na základě optických parametrů kamery.

Prvním definujícím parametrem je fyzická velikost snímače (a jeho rozlišení). Pozorovací úhel α ve směru x a y lze vypočítat následovně:

$$\alpha = 2\tan^{-1}\frac{dim}{2FL}\tag{1}$$

Kde *dim* představuje fyzickou délku snímače ve směru x nebo y a *FL* je ohnisková vzdálenost zvolené clony. Rozměr snímaného obdélníku DIM kamerou z dané letové výšky H lze vypočítat jako:

$$DIM = \tan\left(\frac{\alpha}{2}\right) 2H$$
 (2)

Rozlišení pixelů PR cíle známých fyzických rozměrů (1 x 1 m) lze pak snadno vypočítat jako:

$$PR = \frac{DIM_x DIM_y}{MP} \tag{3}$$

Kde *MP* je rozlišení fotoaparátu. V ideálním případě by cíl pokrývalo co nejvíce pixelů. Bylo však rozhodnuto, že rozlišení cíle by mělo být minimálně ve stovkách pixelů. To zachovává rozlišení požadované na obou stranách vlajky k rozpoznání národa, s přidanou možností zmenšení obrazu v případě potřeby (přehřátí atd.). Kromě toho je snadné porovnávat různá nastavení fotoaparátu, alespoň číselně.



Obr. 11: Sony DSC-RX100 VII a Pixy U gimbal

Je zřejmé, že je třeba zvážit i další parametry. Před konečným rozhodnutím bylo nutné pečlivě prozkoumat velikost, hmotnost, montážní systém, I/O, stabilizaci obrazu a další. I když se zdá, že dražší bezzrcadlovky splňují všechny požadavky, nevýhodou bylo výrazné zvýšení hmotnosti fotoaparátu. Tento jev se navíc znásobuje, protože je třeba vybrat/navrhnout robustnější závěs a montážní systém. Kompromis byl tedy dosažen s fotoaparátem Sony DSC-RX100 VII. Tento aparát disponuje optickou stabilizací obrazu, 1" CMOS Exmor RS 20 Mpx snímačem se schopností streamovat 4K video v30 fps bez pixel binningu a pokročilým automatickým ostřením. Hmotnost fotoaparátu je stále rozumných 302 g.

Dalším krokem byl výběr montážního systému, kde i přes pokročilé techniky automatického ostření a stabilizace obrazu Sony bylo rozhodnuto použít gimbal. Opět byl zvažován počet komerčně dostupných systémů. Nakonec bylo vybráno poloprofesionální řešení od Pixy.

Výhodou gimbalu Pixy je jeho kompatibilita s širokou škálou kamer a autopilotem Pixhawk ihned po vybalení (kompatibilní s přenosovým protokolem MAVLink). Navíc celková hmotnost gimbalu je pouhých 462 gramů. Nastavení fotoaparátu je tak v rámci našeho 1 kg limitu. Gimbal má nastavitelný úhel náklonu (od +135° do -45°), což umožňuje namířit kameru k zemi a udržet přesný úhel. Disponuje také mapovacím režimem, který naklání kameru kolmo k zemi, takže je ideální pro plánovanou misi.



Obr. 12: NVIDIA Jetson Nano

Počítač používaný pro zpracování obrazu je NVIDIA Jetson Nano. Je to malá, ale velmi výkonná jednotka, používaná především pro zpracování obrazu a detekci objektů na snímcích. NVIDIA Jetson Nano (dále jen Jetson) má 4jádrový CPU založený na procesoru ARM a 128jádrový GPU založený na architektuře Maxwell vyvinuté společností NVIDIA. Disponuje

slotem na SD kartu, do které se vejde až 256 GB paměti. Zvolili jsme jej osadit 128 GB SD, což by mělo stačit na uložení potřebného počtu snímků z letu.

Kamera je připojena k Jetsonu pomocí rozhraní micro-USB na USB-A 2.0. Jetson je také připojen k řídicí jednotce Cube, pro shromažďování informací o poloze a odesílání dat zpět do pozemní jednotky - GCS. Komunikace mezi nimi je zajištěna pomocí standardního USB rozhraní. Jetson je schopný provozovat program nazvaný Dronekit, který výrazně usnadňuje získávání dat z Pixhawku. Jetson má k němu připojenou Wi-Fi anténu pro přenos obrazových informací do základnové stanice, zatímco Pixhawk má vlastní telemetrickou anténu.

Výkonnost UAV 5.

Jedním ze zásadních parametrů každé multikoptéry je její letová doba. Je však obtížné teoreticky určit charakteristiky vrtule při šikmém obtékání, ke kterému dochází při dopředném letu. Z tohoto důvodu je často určena doba letu ve visu. Zde je uveden teoretický odhad výdrže kvadrokoptéry ve visu pro tři různé konfigurace. Výsledky jsou pak porovnány s výsledky reálných letových testů.



Vrtule Mejzlik 28 x 9,4" + Motor T-Motor U8II KV150

Obr. 13: Vybrané charakteristiky pohonného systému

V prvním kroku bylo provedeno měření vybraného pohonného systému na statické zkušebně ve speciální laboratoři. Nejdůležitější údaje potřebné pro tento výpočet naleznete na obr. 13. Červená čára ukazuje charakteristiku tahu na vstupním výkonu a černá čára ukazuje účinnost motoru.

Modré, zelené a fialové čáry (135 W, 215 W a 285 W) znázorňují příkon potřebný na motor k udržení visení ve zvolené konfiguraci.

V dalším kroku byla provedena měření baterie pro určení energie uložené v baterii. K nabíjení baterie a měření její vybíjecí charakteristiky byly použity dva vybíječe Sky RC BD250 v paralelní konfiguraci. Data byla následně zpracována v uživatelském programu napsaném v LabView.

Protože byl dron navržen tak, aby fungoval při vysokých teplotách na panující na poušti, test proběhl pro srovnání v tepelné komoře s okolní teplotou 45 °C a 18 °C. Vynesené vybíjecí charakteristiky jsou na obr. 14.



KAVAN 7S 8000 mAh 60C

Obr. 14: Vybíjecí charakteristiky pro 18 a 45°C

Se znalostí těchto charakteristik nyní můžeme odhadnout výdrž při visení *FT* v minutách pomocí extrémně jednoduchého vzorce:

$$FT = \frac{2 E_{Bat}}{4 P_{Imp}} 60, \tag{4}$$

kde E_{Bat} je energie uložená v jedné baterii, a protože byly použity dvě baterie paralelně, je to krát dvě. P_{Imp} je příkon pro jeden motor.

Když do rovnice vložíme vstupní výkon požadovaný pro každou konfiguraci, získáme odhad doby letu takto:

- Doba letu pro vzletovou hmotnost 7,1 kg = 48 min
- Doba letu pro vzletovou hmotnost 10,4 kg = 30,5 min
- Doba letu pro vzletovou hmotnost 12,4 kg = 23 min

Hmotnost 12,4 kg byla zvolena jako dobrá výkonová aproximace pro let ve větrných podmínkách v Egyptě na základě telemetrických dat z předcházejícího roku.

Tento teoretický výpočet však musí být otestován v reálném letu, protože mnoho významných podmínek mohlo a také plánovitě bylo přehlédnuto, jako je vliv těla a ramen a samozřejmě větrné podmínky byly ve výpočtu opomenuty zcela. Obrázek 15 ukazuje výsledky testu visení provedeného na letišti v reálném prostředí. Porovnání teoretických údajů s polním testem nám dává přibližně 6% rozdíl pro hmotnost 7,1 kg, 18% rozdíl pro hmotnost 10,4 kg a nakonec 16% rozdíl pro hmotnost 12,4 kg.



Obr. 15: Test výdrže ve visu

Tato čísla jsou sice dost vzdálená predikci, ale na nezbytný 10 minutový let potřebný na provedení úkolu do značné míry postačují, a nabízí nám dostatečně velkou rezervu pro jakékoli meteorologické podmínky.

Závěr

Hmotnostní analýza je zde v závěru provedena záměrně, protože jde o nejlepší popis UAV jako celku a všech kompromisů, které bylo nutné udělat.

Hmotnost UAV as je 6 998 g, což je 70 % povolené MTOW. To znamená, že 30 % MTOW by mohlo být použito jako užitečné zatížení. Můžeme také vidět, že pohonný systém je zdaleka nejtěžší částí UAV, váží asi 41,6 % celkové hmotnosti. Můžeme také vidět, že 58,1 % hmotnosti pohonného systému pochází z baterií. To je však hlavní nevýhoda vrtulníků obecně.

	Díl	Váha [g]	Váha [% z celku]	Váha [% z MTOW]
Pohonný	Vrtule	332	8,0	3.3
systém	Motory	1092	26,2	10,9
-	ESC	320	7,7	3,2
	Baterie	2420	58,1	24,2
	Suma	4164	100,0	41,6
Avionika	Cube Orange	75	23,7	0,8
	GNNS + kompas	50	15,8	0,5
	Telemetrie	20	6,3	0,2
	Power Board	50	15,8	0,5
	Lidar V3	22	6,9	0,2
	Kabeláž	100	31,5	1,0
	Suma	317	100,0	3,2
Konstrukční	Nosná deska	500	24,4	5,0
prvky	Držáky motorů	200	9,8	2,0
	Karbonové trubky	500	24,4	5,0
	Spojovací materiál	100	4,9	1,0
	Záchranný padák	500	24,4	5,0
	Podvozek	250	12,2	2,5
	Suma	2050	100,0	20,5
	Ostatní prvky	457	100,0	4,6
Celková suma		6998	-	69,9

Tab. 2: Hmotností analýza

Sestavený dron samozřejmě prošel celou řadou testů, ladění a drobných změn, než byla zkonstatovaná připravenost na soutěž. Důkladná příprava celého týmu se vyplatila, neboť i přes drobné zádrhele a závady, se nám podařilo v Egyptě vybojovat krásné druhé místo, a navíc získat cenu za inovaci.



"UNOB makers" team

Literatura

- [1] ALEKSANDROV, Vladimir Leont'jevič. Letecké vrtule. Praha: Státní nakladatelství technické literatury, 1954. 462 s.
- [2] TERWILLIGER, Brent, David ISON, Dennis VINCENZI a John ROBBINS. Small Unmanned Aircraft Systems Guide:: Exploring Designs, Operations, Regulations, and Economics. Washington: Aviation Supplies & Academics, 2017. ISBN 978-1619543942.
- [3] Vötsch VCL 7010. Temperature and Climatic Test Chambers [online]. Roosdaal, 2015 [cit. 2022-10-01]. Dostupné z: <u>http://www.klimaatkast.be/en/home</u>
- [4] MEJZLIK [online]. Brno: Mejzlík, 2022 [cit. 2022-10-01]. Dostupné z: https://www.mejzlik.eu
- [5] U8II KV85. T-motor: The safer propulsion system [online]. Nanchang: T-motor, 2022
 [cit. 2022-10-08]. Dostupné z: <u>https://store.tmotor.com/goods.php?id=476</u>
- [6] PIXHAWK 2.1 'THE CUBE'. 3DXR [online]. Richmond: 3DXR, 2022 [cit. 2022-10-08]. Dostupné z: <u>https://www.3dxr.co.uk/autopilots-c2/the-cube-aka-pixhawk-2-1-c9</u>

Dedikace

Článek vnikl na základě Institucionální podpory na rozvoj výzkumné organizace ministerstva obrany pod názvem "Vedení operací ve vzdušném prostoru" a dále v rámci specifických výzkumů UO s názvem "Implementace moderních technologií v avionických systémech" a "Letové výkony a provoz letecké techniky při nestacionárním obtékání rotující nosné plochy".

Mechanické vlastnosti magnetických mikrodrôtov pre aplikácie v senzorike

Mechanical Properties of Magnetic Microwires for Sensor Applications

Katarína DRAGANOVÁ, Karol SEMRÁD, Josef BLAŽEK

Pracovisko: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta,

email: katarina.draganova@tuke.sk, karol.semrad@tuke.sk, josef.blazek@tuke.sk,

Miroslav ŠMELKO

Pracovisko: EDIS vvd., Košice, email: edis@edis-vvd.sk

Abstrakt: Senzory na báze magnetických mikrodrôtov sa najmä vďaka svojím rozmerom a výrobným nákladom javia ako veľmi perspektívne pre mnohé senzorické aplikácie. Vďaka možnosti bezkontaktného snímania je možné mikrodrôty integrovať do rôznych typov pevných a dokonca aj hyperelastických materiálov a použiť ich na snímanie mechanického napätia. Cieľom článku je kvôli optimalizácii senzorov analyzovať mechanické vlastnosti magnetických sklom potiahnutých mikrodrôtov s rôznymi geometrickými rozmermi, ktoré sú používané v aplikáciách, kde dochádza k periodickému mechanickému namáhaniu. **Kľúčové slová:** magnetický mikrodrôt, metóda konečných prvkov, senzor

Abstract: Sensors based on magnetic microwires due to their dimensions and production costs, have become a very promising material for various sensor applications. Due to the possibility of the non-contact sensing, microwires can be integrated into various types of solid and even hyperelastic materials and used to sense mechanical stress. The aim of the article is due to the sensor optimization to analyze the mechanical properties of the magnetic glass-coated microwires with different geometric dimensions used in the applications, where the periodic mechanical stresses are applied.

Keywords: magnetic microwire, finite element method, sensor

1 Úvod

Magnetické mikrodrôty sa v súčasnosti používajú čoraz častejšie ako citlivostné prvky mnohých typov senzorov. Používajú sa na meranie magnetických veličín, ale sprostredkovane aj na meranie teploty, či vibrácií. Konkrétne aplikácie mikrodrôtov na meranie mechanického namáhania sa však do dnešnej doby objavujú len sporadicky. Jedným príkladom môže byť využitie mikrodrôtu na snímanie hladiny kvapaliny [1], ktorý publikoval v roku 2000

A. Zhukov a kolektív. Základom snímača je mikrodrôt, na ktorom je zavesený plavákový snímač. Mikrodrôt vychádza z plaváku, prechádza snímacou a budiacou cievkou a je pevne ukotvený v hornej časti snímača. Snímač pracuje ako magnetoelastický snímač. Zmenou zaťaženia sa mení tvar jeho magnetizačnej charakteristiky a v závislosti od tejto zmeny sa bude meniť aj napätie indukované v snímacej cievke.

Okrem toho sa výskum zameriava aj na analýzu povrchových magnetických štruktúr magnetických mikrodrôtov indukovaných v dôsledku mechanického napätia [2, 3] alebo tiež vplyvom žíhania [4]. Zaujímavý výskum je tiež venovaný problematike testovania absorpcie mikrovlnného žiarenia s využitím mikrodrôtov v gumových kompozitných vzorkách [5].

Na základe analýzy súčasného stavu je možné konštatovať, že magnetické mikrodrôty reagujú na vonkajšie mechanické namáhanie. Tieto reakcie sú dobre snímateľné kontaktnými aj bezkontaktnými metódami. Naviac, vďaka svojim rozmerom je možné mikrodrôty integrovať do rôznych typov materiálov. Náš doterajší výskum v oblasti senzorov mechanického namáhania na báze magnetických mikrodrôtov bol založený na integrácii mikrodrôtov do pevných kompozitných materiálov [6], vrátane kompozitných konštrukcií lietadiel. Cieľom prebiehajúceho výskumu, ktorého výsledky sú prezentované v tomto článku, je overiť použiteľnosť magnetických mikrodrôtov integrovaných do hyperelastických materiálov, ktoré sú často cyklicky zaťažované, hlavne ak predpokladáme ich aplikácie napríklad v leteckých alebo priemyselných dopravníkových pásoch.

2 Senzory na báze magnetických mikrodrôtov

Vzhľadom na súčasný trend miniaturizácie snímačov sa magnetické mikrodrôty javia ako veľmi perspektívny materiál, ktorý je možné použiť ako citlivostný prvok snímačov nielen kvôli svojim rozmerom, ale aj kvôli rýchlosti výroby a súvisiacim výrobným nákladom. Mikrodrôty je možné vyrábať podľa špecifických potrieb a požiadaviek zákazníkov, pretože zloženie magnetických mikrodrôtov a ich rozmery môžu výrazným spôsobom ovplyvniť ich fyzikálne a mechanické vlastnosti. Náš výskum je zameraný na amorfné sklom potiahnuté magnetické mikrodrôty pozostávajúce z kovového jadra s priemerom 0,6 – 30 µm a skleneného obalu s hrúbkou 2–20 µm. V našom prípade bol použitý magnetický mikrodrôt s dĺžkou 20 mm, s priemerom jadra 15 µm a s celkovým priemerom 35 µm. Chemické zloženie použitého mikrodrôtu bolo Fe77,5Si7,5B15. Štruktúra takýchto mikrodrôtov sa vyznačuje axiálnou doménovou stenou v strede drôtu, okolo ktorej sa nachádzajú radiálne domény a ukončené na koncoch mikrodrôtu uzatváracími doménami na. Samotný magnetizačný proces

sa uskutočňuje prostredníctvom jediného Barkhausenovho skoku pri magnetizácii mikrodrôtu z pozitívneho do negatívneho saturačného stavu. Pre celý proces magnetizácie je typická bistabilná alebo ortogonálna hysterézna slučka.

Funkčný princíp snímača založeného na báze magnetických mikrorôtov určeného na meranie mechanického napätia je založený na závislosti aplikovaného mechanického napätia σ , ktoré je možné s ohľadom na magnetoelastickú energiu feromagnetika, od spínacieho poľa H_{SW} magnetického mikrodrôtu:

$$H_{SW}^{\delta} = \frac{\sqrt{A\lambda_s \delta}}{\mu_0 M_s} \tag{1}$$

kde A je výmenná konštanta, M_s je saturačná magnetizácia, λ_s je saturačná magnetostrikcia a μ_0 je permeabilita vákua.

Snímanie spínacieho poľa H_{SW} je realizovateľné bezkontaktným meraním s využitím elektromagnetickej indukcie. Z funkčného princípu vyplýva, že pri určitej hodnote vonkajšieho magnetického poľa zmení jadro mikrodrôtu svoju magnetickú polarizáciu. Počas tohto procesu dochádza k pohybu doménovej steny naprieč mikrodrôtom, čím vzniká v jej okolí časová zmena magnetického toku. Ak okolo mikrodrôtu navinieme cievku, bude sa v tejto cievke indukovať elektrické napätie úmerné časovej zmene magnetického toku. Zmenu vonkajšieho magnetického poľa, a teda premagnetovanie mikrodrôtu, zabezpečuje budiaca cievka, taktiež navinutá okolo mikrodrôtu. Mikrodrôt teda plní funkciu snímacieho elementu, ako aj magnetického jadra sústavy selenoidových cievok.

Použitím trojuholníkového budiaceho prúdu je následne možné merať spínacie pole *H*_{SW} mikrodrôtu. Pole vybudené budiacou cievkou je superponované na vonkajšie magnetické pole. Ak pole v strede cievky, teda v okolí mikrodrôtu, dosiahne hodnotu spínacieho poľa mikrodrôtu, prebehne mikrodrôtom doménová stena a mikrodrôt sa premagnetuje. Táto zmena spôsobí naindukovanie napäťovej špičky v snímacej cievke. Po dosiahnutí maxima budiaceho poľa, začne toto pole klesať a celý proces sa opakuje pri opätovnom premagnetovaní mikrodrôtu. V jednej perióde budiaceho poľa dôjde k dvom zmenám magnetizácie mikrodrôtu. V príspevku [6] sú podrobne popísané teoretické východiská, metóda merania a tiež funkčný princíp spolu s podrobným podpisom metódy merania. Náš predchádzajúci výskum bol však zameraný na využitie magnetického mikrodrôtu v úlohe snímacieho prvku snímača mechanického napätia na nedeštruktívne testovanie pevných materiálov, najmä na meranie mechanického napätia kompozitných leteckých konštrukcií.

A nakoľko merania na predchádzajúcich vzorkách preukázali schopnosť hodnoverne detegovať mieru mechanického zaťaženia v tuhých kompozitných materiáloch, náš ďalší výskum je zameraný na implementáciu mikrodrôtu ako snímacieho prvku do hyperelastických materiálov. Nasledujúci Obr. 1 zobrazuje priebeh odozvy mikrodrôtu na mechanické zaťaženie vzorky vyrobenej z technickej gumy. Na rozdiel od doteraz analyzovaných materiálov je tento vysoko elastický.



Obr. 1: Odozva vzorky vyrobenej z technickej gumy [7]

Počas meraní bol magnetický mikrodrôt integrovaný priamo do technickej gumy a bola meraná jeho odozva na aplikované mechanické namáhanie.

Na priebehu odozvy magnetického mikrodrôtu môžeme vidieť postupné znižovanie strednej hodnoty signálu so zvyšujúcou sa zaťažovacou silou. Pri každom skokovom zaťažení dochádzalo ku skokovému poklesu odozvy mikrodrôtu. Takéto správanie je možné odôvodniť uvoľňovaním napätia indukovaného v mikrodrôte vplyvom rôznych tepelných rozťažností mikrodrôtu a technickej gumy. Proces vulkanizácie vzorky prebieha pri teplotách v rozpätí 150 – 160 °C a následné chladnutie vzorky pôsobí na vložený mikrodrôt tlakovou silou. Vzniknuté dostredivé predpätie je postupne odstraňované počas zaťažovania vzorky.

Ďalším javom, ktorý je možné pozorovať, sú derivačné špičky objavujúce sa postupne približne od polovice merania. Tie sú spôsobené opäť uvoľňovaním mechanického napätia, pôsobiaceho na mikrodrôt, no tentokrát vplyvom nízkej adhézie medzi jeho skleneným povrchom a technickou gumou. Pri zaťažení vzorky je mechanické napätie prenesené trením na mikrodrôt,

avšak, tento sa v dôsledku slabej adhézie vyšmykne a vracia sa do pôvodnej polohy. S rastúcim zaťažením vzorky narastá aj radiálne zaťaženie mikrodrôtu, ktoré postupne zvyšuje adhéziu. Tým jednak zvyšuje množstvo preneseného mechanického napätia na mikrodrôt a zároveň predlžuje proces uvoľňovania mikrodrôtu. Amplitúda derivačných špičiek postupne narastá a ich uvoľňovanie sa predlžuje.

3 FEM analýza mechanických vlastností magnetických mikrodrôtov

V programe Creo od firmy PTC boli na účely simulácií cyklického mechanického zaťaženia vytvorené CAD/CAE modely amorfných sklom potiahnutého magnetického mikrodrôtu s chemickým zložením Fe_{77,5}Si_{7,5}B₁₅ a s dĺžkou 20 mm, s priemerom jadra 15 µm a s celkovým priemerom 35 µm. Mikrodrôt s takýmito rozmermi a zložením bol použitý ako citlivostný prvok senzora na meranie mechanického napätia nielen v tomto prípade, kedy bol mikrodrôt integrovaný do hyperelastického materiálu, ale takýto mikrodrôt bol použitý aj pri meraniach vo vnútri kompozitných materiálov [6]. Ak predpokladáme aplikáciu mikrodrôtu na diagnostiku alebo monitorovanie dopravníkových pásov, tak napríklad pri prevádzke uzatvoreného dopravníkového pásu, ktorý sa nachádza v laboratóriách na Fakulte baníctva, ekológie, riadenia a geotechnológií Technickej univerzity v Košiciach, je midrodrôt integrovaný v dopravníkovom páse ohýbaný, a teda cyklicky mechanicky zaťažovaný. Ak uvažujeme dopravníkový systém so šírkou pásu 400 mm a vonkajším priemerom pásu pri uzatvorení 127 mm, pri mikrodrôte o dĺžke 2 mm dochádza ku deformácii spôsobenej ohybom s veľkosťou 0,9 mm. Ak uvažujeme inú dĺžku mikrodrôtu 1 mm je to 0,22 mm atď.

Prvou vykonanou analýzou bola statická analýza mechanického zaťaženia, a to od počiatočného stavu do dosiahnutia definovaného maximálneho ohybu. Následne bolo potrebné pre koncový stav vypočítať silu pôsobiacu na koniec mikrodrôtu a aplikovať ju ako vstup do ďalších simulácií. Vzhľadom na symetrický MKP model mikrodrôtu bola táto hodnota pre prvý uvažovaný prípad 1,5 × 10^{-5} N. Znalosť tejto sily je potrebná aj pri definovaní vstupných parametrov analýzy životnosti mikrodrôtu.

Následne bol aplikovaný modul PTC Creo Fatigue Advisor Extension na predikciu životnosti mikrodrôtu. Toto rozšírenie je určené práve na odhad životnosti komponentov a konštrukcií, ktoré sú náchylné na únavové zlyhanie pri cyklickom zaťažovaní a je ho možné použiť na analýzu vplyvov, ktoré majú konštrukčné zmeny na celkovú životnosť. Vďaka použitému

modulu je možné odhadnúť počet cyklov, ktoré analyzovaný model vydrží, kým dôjde k jeho poruche. Na účely simulácie boli použité už spomenuté výsledky statickej analýzy spolu s výsledkami analýz cyklického mechanického zaťaženia.

Výsledky statických analýz sú prezentované vo forme vizualizácie maximálneho redukovaného (von Misesovho) napätia a deformácií mikrodrôtov. Z výsledkov simulácie je možné vypočítať aj únavovú životnosť vyjadrenú vo forme odhadovaného počtu cyklov, kým dôjde k narušeniu konštrukcie alebo komponentu a koeficient bezpečnosti.

Pre porovnanie boli simulácie vykonané aj pre mikrodrôty s rôznymi priemermi jadra a s rôznymi hrúbkami skleneného obalu a tiež pre rôzne dĺžky mikrodrôtov. Znalosť mechanických charakteristík mikrodrôtov s rôznymi geometrickými rozmermi, ktoré je možné integrovať do rôznych materiálov a konštrukcií, je nevyhnutná pre ďalší vývoj mikrodrôtových snímačov používaných na nedeštruktívne testovanie, monitorovanie a diagnostiku rôznych typov konštrukcií, či systémov, vrátane dopravníkových pásov.

Výsledky simulácie je možné vidieť na Obr. 2, kde je zobrazené maximálne redukované (von Misesovo) napätie pre referenčný mikrodrôt, ktoré v tomto prípade dosahuje hodnotu 44 MPa. Následne je pre tento sklom potiahnutý magnetický mikrodrôt s priemerom 35 µm a priemerom jadra 15 µm zobrazená na Obr. 3 ohybová deformácia (v mm). Je vidieť, že deformácia v tomto prípade dosahuje max. 0,9 mm.



Obr. 2: Max. výsledné redukované napätie (MPa)



Obr. 3: Ohybová deformácia (mm)

Pre referenčný mikrodrôt je následne na Obr. 4 zobrazený počet cyklov, kým dôjde na mikrodrôte k vzniku únavových trhlín. Z výsledkov simulácie je zrejmé, že ak predpokladáme ideálny prípad, a teda idealizované pevné spojenie jadra a obalu mikrodrôtu, poškodenie mikrodrôtu sa odhaduje až po viac ako 18 mil. cyklov, pričom koeficient počtu cyklov do vzniku únavových trhlín vyjadrený kvôli ďalším výpočtom a analýzam v logaritmickom zápise (v anglickom jazyku označovaný ako *Fatigue Log Life*) dosahuje hodnotu 10^{7.27646}. Následne na Obr. 5 je zobrazený odpovedajúci koeficient dynamickej miery bezpečnosti, ktorý v tomto prípade dosahuje hodnotu 1,087.

Z výsledkov analýz mechanických vlastností mikrodrôtu je možné vidieť, kde je najvyššia pravdepodobnosť, že sa vytvoria únavové trhliny. Počas simulácií boli z dôvodu symetrických charakteristík mikrodrôtu a tiež kvôli výpočtovej náročnosti definované okrajové podmienky pre symetrické modely. Preto vo výsledkoch simulácie je vizualizovaná vždy len polovica mikrodrôtu. Z výsledkov analýz je zároveň vidieť, že minimálne hodnoty únavovej životnosti sú na povrchu mikrodrôtu, aj keď maximálne hodnoty von Misesovho napätia možno očakávať na povrchu kovového jadra. Je to spôsobené rozdielnymi materiálovými vlastnosťami jadra a obalu mikrodrôtu, preto je potrebné považovať mikrodrôt vždy za komplexnú materiálovú štruktúru.

2022



Obr. 4: Počet cyklov do vzniku únavových trhlín (Fatigue Log Life)



Obr. 5: Koeficient dynamickej miery bezpečnosti

Pre ďalší vývoj a optimalizáciu senzora na báze mikrodrôtov sa porovnávali mechanické vlastnosti mikrodrôtov s rôznymi priemermi kovového jadra a s rôznymi hrúbkami skleneného obalu. Počas týchto simulácií sme uvažovali s dĺžkou mikrodrôtu 20 mm, resp. na porovnanie aj 10 mm a rovnakým chemickým zložením mikrodrôtov ako v predchádzajúcich simuláciách. Výsledky simulácií pre vybrané rozmery mikrodrôtov sú zhrnuté v Tab. 1.

Dĺžka (mm)	Celkový priemer (µm)	Priemer jadra (µm)	Aplikovaná sila (N)	Von Misesove napätie (MPa)	Fatigue Log Life (-)	Počet cyklov (-)	Koeficient bezpečnosti (-)
20	35	15	$1,5 \times 10^{-5}$	44	7,27646	18 899 921	1,080
20	70	15	$2,2 \times 10^{-4}$	67	5,30038	199 700	0,500
20	35	30	3×10^{-5}	88	7,12418	13 310 059	1,040
20	70	30	$2,5 imes 10^{-4}$	92	5,19756	157 601	0,500
20	50	15	$6,0 \times 10^{-5}$	49	6,12123	1 321 995	0,740
20	50	30	$7,4 \times 10^{-5}$	90	6,19229	1 557 004	0,760
20	40	20	$2,7 \times 10^{-5}$	57	6,95260	8 966 026	0,980
10	35	15	3,0 × 10–5	43	7,26174	18 270 061	1,083

Tab.	1: Porovnanie výsledkov MKP (metóda konečných prvkov) analýz mikrodrôtov
	s rôznymi geometrickými rozmermi

Je potrebné poznamenať, že pri kratšom mikrodrôte – v našom prípade polovičnej dĺžky, dochádza k menšiemu priehybu mikrodrôtu, t.j. deformácia ohybom je len 0,22 mm pri rovnakom polomere zakrivenia.

Z výsledkov analýz je zrejmé, že ako najvhodnejšie sa javí použitie mikrodrôtu, ktorý bol použitý pri meraniach a v článku je označený ako referenčný, a teda ide o mikrodrôt s priemerom obalu 35 µm a jadra 15 µm, kde je maximálne napätie zo všetkých štyroch prípadov najmenšie, a to 44 MPa na jadre mikrodrôtu a odhadovaný počet cyklov do vzniku únavových trhlín, ku ktorým v tomto prípade dochádza na povrchu skleneného obalu, je 18 899 921, čo je dosť vysoká hodnota na to, aby takto aplikovaný mikrodrôt ako senzorický snímač z pohľadu mechanického namáhania plnil svoju funkciu v priebehu celého životného cyklu. Aj koeficient bezpečnosti je zo všetkých porovnávaných prípadov pri použití týchto geometrických rozmerov mikrodrôtu najvyšší, a to 1,08.

Ako druhý najvhodnejší sa javí mikrodrôt s rovnakým priemerom obalu 35 µm ako v prvom prípade, ale s väčším priemerom jadra, a to 30 µm. Z dôvodu vyššej tuhosti jadra je v tomto

prípade maximálne napätie vyššie a dosahuje hodnotu 88 MPa a odhadovaný počet cyklov do vzniku únavových trhlín je 13 310 059, čo je stále dosť vysoká hodnota, postačujúca na použitie takéhoto mikrodrôtu, s koeficientom bezpečnosti 1,04.

V prípade použitia mikrodrôtov s väčším celkovým priemerom dochádzalo k výraznému zníženiu odhadovaného počtu cyklov do vzniku únavových trhlín a samozrejme aj k výraznému zníženiu koeficientu bezpečnosti až na úroveň 0,5. V prípade celkového priemeru 70 µm a jadra mikrodrôtu 15 µ dokonca došlo k presunutiu maximálneho napätia z jadra na sklenený obal. V tomto prípade je hrúbka skleneného obalu jadra mikrodrôtu výrazne väčšia oproti ostatným prípadom a jadro mikrodrôtu, ktoré je z kovu, tvorí z celkového prierezu nepatrnú časť celkového prierezu ako samotný sklenený obal, ktorý je v tomto prípade dominantný. Rozdiel mechanických vlastností skla a kovu tak zapríčiní to, že maximálne napätia v dôsledku rozdielnej tuhosti jadra a skla sa presunú z jadra na obal mikrodrôtu. V ostatných prípadoch bolo kovové jadro celkového prierezu mikrodrôtu dominantné, a teda prenos maximálnych napätí pri ohybe zabezpečuje práve jadro. Čo sa týka únavových trhlín, tie majú tendenciu vznikať stále na sklenenom obale mikrodrôtu, nakoľko sklo je oproti kovovému jadru krehké a pri namáhaní mikrodrôtu na ohyb náchylné k praskaniu na jeho povrchu.

Limitujúcim faktorom pre aplikáciu mikrodrôtov v aplikáciách, kde sa očakáva cyklické namáhanie mikrodrôtu, sa teda javí celkový priemer mikrodrôtu bez ohľadu na priemer kovového jadra, resp. bez ohľadu na pomer jadra mikrodrôtu a jeho skleneného obalu.

Z výsledkov simulácie je tiež vidieť, že pre mikrodrôt s inou dĺžkou, ale rovnakými geometrickými rozmermi a s rovnakým zložením, sa hodnota max. redukovaného (von Misesovho) napätia líšila len o 1 MPa. Veľmi podobné hodnoty boli vypočítané aj pre počet cyklov a koeficienty bezpečnosti, nakoľko odhadované hodnoty sa odlišovali len v rozsahu do 4 %. Z vykonaných analýz je preto možné usúdiť, že dĺžka mikrodrôtu nebude mať vplyv na celkovú životnosť mikrodrôtu, pretože získaná odchýlka bola len výsledkom zaokrúhľovania použitého pri numerickej analýze vzhľadom na pomer celkovej dĺžky mikrodrôtu a jeho priemeru, ktorý spôsobuje pri MKP analýze vysoké nároky na výpočty.

4 Záver

Magnetické mikrodrôty sú v súčasnosti považované najmä kvôli ich rozmerom, výrobným nákladom a fyzikálnym vlastnostiam za veľmi perspektívnymi materiálmi súčasnej doby. Ich mechanicko-magnetické vlastnosti ich predurčujú pre aplikácie v senzorovej technike na meranie magnetického poľa, ale aj teploty, či mechanických deformácií. Tieto veličiny sú

merateľné viacerými spôsobmi a prostredníctvom niekoľkých parametrov. V prípade bezkontaktného merania mechanického namáhania je nutné použiť externú indukčnú metódu merania spínacieho poľa magnetických mikrodrôtov. Metóda plne vyhovuje požiadavke na bezkontaktné meranie, avšak pre jej aplikačné nasadenie si vyžaduje návrh vhodnej cievkovej zostavy. Cievková zostava musí vyhovieť požiadavke na snímateľnosť mikrodrôtu umiestneného mimo objemu obkoleseného cievkami.

Napriek dlhoročnému výskumu nie sú exaktne popísané niektoré vlastnosti magnetických mikrodrôtov, najmä ak hovoríme o ich mechanických vlastnostiach. Vďaka svojim rozmerom môžu byť mikrodrôty zabudované do mnohých typov pevných, ale aj hyperelastických materiálov bez toho, aby došlo k narušeniu štruktúry týchto materiálov. Po úspešnom meraní mechanických napätí v pevných kompozitných materiáloch sa súčasný výskum sústreďuje aj na aplikáciu mikrodrôtových snímačov pri diagnostike hyperelastických materiálov a dopravníkových pásov, kde je možné ich použiť na monitorovanie stavu materiálu dopravníkového pásu.

Na základe vykonaných analýz mechanických vlastností magnetických mikrodrôtov je možné konštatovať, že pri výbere mikrodrôtu, ktorého aplikácia sa očakáva v úlohe snímacej časti senzora integrovanej v konštrukciách alebo komponentoch s cyklickým mechanickým namáhaním, by sa mal klásť dôraz na celkový priemer mikrodrôtu, ktorý môže výrazne ovplyvniť životnosť mikrodrôtu. Dôležitým a zaujímavým záverom je, že mikrodrôty s rovnakým pomerom priemeru jadra mikrodrôtu k celkovému priemeru môžu mať výrazne odlišné hodnoty únavového koeficientu bezpečnosti. Ďalším pozoruhodným zistením je, že životnosť mikrodrôtu nezávisí od dĺžky mikrodrôtu, čo je dôležité hlavne z praktického hľadiska, pretože pri výrobnom procese a rezaní mikrodrôtu môže dochádzať k určitým nepresnostiam.

Z množstva vykonaných analýz je zrejmé, že v súčasnosti používaný a testovaný typ mikrodrôtu má vyhovujúce geometrické rozmery a je možné ho použiť aj v aplikáciách, kde sa očakáva periodické mechanické namáhanie mikrodrôtov, napríklad v úlohe tenzometrických senzorov pevných kompozitných konštrukcií alebo v prípade aplikácie mikrodrôtov priamo do hyperelastických materiálov uzatvorených dopravníkových pásov, kde môžu byť takéto snímače použité na účely monitorovania alebo diagnostiky, pretože odhadovaná životnosť mikrodrôtu a odpovedajúci počet cyklov, kým dôjde k poškodeniu alebo prasknutiu mikrodrôtu, je postačujúci.

Literatúra

[1] ZHUKOV, A., COBEÑO, A.F., GONZALEZ, J., BLANCO, J.M., ARAGONESES, P., DOMINGUEZ, L.: Magnetoelastic sensor of liquid level based on magnetoelastic properties of Co-rich microwires. Sensors and Actuators A: Physical, 2000, roč. 81, č. 1–3, str. 129-13. DOI 10.1016/S0924-4247(99)00152-1

[2] CHIZHIK, A., ZHUKOVA, V., ZHUKOV, A., GONZALEZ, J., GAWRONSKI, P., KUŁAKOWSKI, K., STUPAKIEWICZ, A.: Surface magnetic structures induced by mechanical stresses in Co-rich microwires. Journal of Alloys and Compounds, 2018, roč. 735, str. 1449-1453. DOI 10.1016/j.jallcom.2017.11.253

[3] ARONIN, A.S., ABROSIMOVA, G.E., KISELEV, A.P., ZHUKOVA, V., VARGA, R., ZHUKOV, A.: The effect of mechanical stress on Ni_{63.8}Mn_{11.1}Ga_{25.1} microwire crystalline structure and properties. Intermetallics 2013, č. 43, str. 60-64. DOI 10.1016/j.intermet.2013.07.010

[4] NEMATOV, M.G., SALEM, M.M., AZIM, U., AKHMAT, M., MORCHENKO, A.T., YUDANOV, N.A., PANINA, L.V.: Effect of Mechanical Stresses and Annealing on the Magnetic Structure and the Magnetic Impedance of Amorphous CoFeSiBCr Microwires. Physics of the Solid State, 2018, roč. 60, č. 2, str. 328-333. DOI 10.1134/S1063783418020178
[5] QIN, F., BROSSEAU, C., PENG, H.X.: In situ microwave characterization of microwire composites under mechanical stress. Applied Physics Letters, 2011, roč. 99, č. 25, 252902. DOI 10.1063/1.3668109

[6] ŠMELKO, M., DRAGANOVÁ, K., LIPOVSKÝ, P., SEMRÁD, K., BLIŠT'ANOVÁ,
 M., KAŠPER, P.: Non-destructive testing of aircraft struc-tures using microwire-based tensile
 stress sensor. Applied Sciences, 2020, roč. 10, 8218. DOI 10.3390/app10228218.

[7] SEMRÁD, K., DRAGANOVÁ, K.: Non-Destructive Testing of Pipe Conveyor Belts Using Glass-Coated Magnetic Microwires. Sustainability, 2022, 14. DOI 10.3390/su14148536

Pod'akovanie

Túto prácu podporila Agentúra na podporu výskumu a vývoja APVV v rámci projektov APVV-17-0184, APVV-18-0248 a APVV-20-0546 a Vedecká grantová agentúra VEGA v rámci projektu VEGA 1/0101/22. Táto publikácia vznikla aj vďaka podpore v rámci Operačného programu Integrovaná infraštruktúra pre projekt s kódom ITMS 313011AUP1, spolufinancovaný zo zdrojov Európskeho fondu regionálneho rozvoja.

Zpracování letových parametrů z leteckého simulátoru X-Plane10 s využitím mikrokontroleru řady Arduino. Processing of flight parameters from the flight simulator X-Plane10 using Arduino series microcontroller.

Rudolf Jalovecký

Univerzita obrany v Brně, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky email: rudolf.jalovecky@unob.cz

Abstrakt: Článek popisuje způsob zpracování vybraných letových parametrů z leteckého simulátoru X-Plane10 s využitím jednočipových procesorů řady Arduino. Jsou uvedeny důvody a způsob zpracování vybraných letových parametrů (například výšky letu). Následuje informace o nastavení prostředí leteckého simulátoru X-Plane10, pro vysílání vybraných letových dat na UDP linku, podrobný popis tohoto protokolu včetně analýzy jednotlivých vysílaných bajtů. Je uveden i komentář polohy vybraných letových dat v UDP protokolu, způsob zpracování dat ve formát IEE574 32 v Arduinu, uveden je vývojový diagram programu i popis celé konstrukce kolem Arduina. Uvedeny jsou i dosažené výsledky a to jak ve formě dat vysílaných na sériový COM port Arduinem, tak i zobrazení přijatých dat v IDE prostředí tzv. Seriál plotteru v IDE prostředí Arduina.

Klíčová slova: X-Plane10, UDP protokol, Arduino, IEE754 32 float, TCP/IP,

Abstract: The article describes the method of processing selected flight parameters from the flight simulator X-Plane10 using single-chip processors of the Arduino series. The reasons and method of processing selected flight parameters (e.g. flight height) are given. The following is information about setting up the X-Plane10 flight simulator environment, for sending selected flight data to the UDP line, a detailed description of this protocol, including an analysis of the individual transmitted bytes. There is also a comment on the location of the selected flight data in the UDP protocol, the method of data processing in the IEE574 32 format in Arduino, a flowchart of the program and a description of the entire structure around the Arduino. The achieved results are also shown, both in the form of data sent to the serial COM port by Arduino, and the display of received data in the IDE environment, the so-called serial plotter in the IDE environment of Arduino.

Keywords: X-Plane10, UDP protocol, Arduino, IEE754 32 float, TCP/IP,

1 Úvod do problematiky

Katedra Letecké techniky na univerzitě obrany již řadu let provozuje letecký simulátor, založený na programu X-Plane10. Dlouhodobě jej využívá k testování pilotů – a to jak studentů, tak i pilotů z praxe. K tomu využívá nejen uvedený simulátor, ale i simulátor KTL159 na letecké základně v Čáslavi a dříve i dalších simulátorů ve firmě LET'S FLY.

Problematika popisu chování člověka je dlouhodobě v zájmu vědců. U pilotů, kteří zpracovávají velké množství různorodých informací je ještě více žádoucí. Právě schopnost člověka – pilota řídit letoun je pro bezpečné řízení letu velmi důležité. Pohyb řídících orgánů letounu jako je řídicí páka, pedály, páka přípusti motoru a případě další, silně závisí na zpracovávání těchto informací pilotem. Všechny tyto informace, které pilot musí vnímat, případně i na ně reagovat se mohou měnit, obsahují nestejné úrovně informací, často v nevhodném poměru užitečného signálu k šumu. Schopnost pilota přijímat a vyhodnocovat tyto informace je značně omezena a to především podle letové situace, kdy pilot tyto informace získává (klidný let, složitý akrobatický let apod.). Ve velké většině je největší nepřítel pilota časový stres, tedy nedostatek času na zpracování všech těchto informací. Dochází tedy k časovému zpoždění, někdy i poměrně velkému, od vzniku určitého vstupního signálu a odpovídající odezvy pilota na tento signál.

Záměr uvedeného projektu směřuje do problematiky modelů chování pilotů, tak jak jej definuje následující kapitola i jak jsme schopni s využitím identifikačních metod v Matlabu spočítat jednotlivé parametry přenosové funkce. Pro statisticky významné množství testů a následných výpočtů lze zpětně převést přenosovou funkci modelu chování pilotů z obrazového tvaru do časové oblasti (např. s použitím funkce *d2c*) a v prostředí Arduina realizovat "ideální model chování pilota". Tento model pak zapojit do smyčky řízení simulovaného letu místo testovaného pilota a provést další rozsáhlá měření chování uvedené sestavy. Tak bychom se mohli přiblížit konstrukcí autopilota s vlastnostmi člověka.

1.1 Matematický popis chování pilota při řízení letu letounu

Sledováním možného matematického popisu chování člověka na vnější podnět se historicky zabýval vědec Mc. Reuer a jeho kolegové cca v 80-tých letech minulého století. Tento autor dal základ pozdějším vědcům, kteří se následně problematikou možného popisu chování člověka budou zabývat. Jeho dvě (mimochodem dosti podobná, ale ne úplně stejná díla) jsou dostupná v PDF kopiích strojopisů [1, 2]. Mc. Reuer zde poprvé popsal vazby mezi strojem a člověkem - lidským operátorem – viz obr. 1.



Obr. 1: Základní blokové schéma ručního řízení stroje [1]

Ve svých dílech rozebírá elementární přenosové články, již z hlediska prvků automatické regulace. Současně se ovšem věnuje i problematice člověka, jeho vnitřním pochodům při vzniku podnětu ať již optického, zvukového nebo pohybového. Mc. Reuer se svým kolektivem se pokusili o matematický popis chování člověka právě s využitím prvků automatické regulace. I v současné době jej lze považovat za základní matematický model dynamických vlastností pilota.

$$F_{(s)} = \frac{Y_{(s)}}{X_{(s)}} = K \frac{(T_3 s + 1)}{(T_1 s + 1)(T_2 s + 1)} e^{-\tau s}$$
(1)

kde:

- *K* přírůstek síly na kormidlech ve vztahu k jejich odchylce (1 až 100)
- $T_{\rm 1}$ integrační časová konstanta, tj. schopnost pilota realizovat proměnné činnosti (0,2 až 1s)
- $T_2 = -$ dynamické vlastnosti výkonových členů pilota (0,1 až 2s) neuromoskulární časová konstanta
- T_3 reakční časová konstanta, tj. schopnost reagovat na rychlost změny vstupního signálu (5 až 20s) prediktivní časová konstanta
- au dopravní zpoždění (0,1 až 0,4s) reakční doba pilota
- s Laplaceův operátor

Autor tohoto článku již několik let rozpracovává tuto teorii i praxi v podobě víceletého testování pilotů s cílem stanovit hranice dostatečné vycvičenosti. Dostupnou a často i podrobnější literaturu shromáždil na webové stránce [3]. Jsou zde uvedeny jak články autora, jeho doktorandů, ale i dostupné články, co kdy kde byly vyhledány včetně jejich archivaci

v podobě PDF souborů. Současně byl zpracován i interní dokument – Metodika testování pilotů [4] dostupná opět na webové stránce [3].

2 Struktura leteckého simulátoru a jeho začlenění v systému testování pilotů

Celý letecký simulátor, který katedra využívá k testování reakcí studentů budoucích pilotů, se skládá z několika částí – simulátor, instruktorská stanice, řídící PC s Matlabem pro řízení testu i pro následný sběr dat a nově o modul s Arduinem pro příjem vybraných letových parametrů.



Pro vzájemnou komunikaci jsou všechny části připojeny na lokální intranet. Na obr. 2. je zobrazené blokové schéma připojení leteckého simulátoru s dalšími částmi. Tři části simulátoru mají přiřazeny pevné IP adresy, jde o vlastní simulátor, instruktorskou stanici a Arduino. Další dva PC jsou k simulátoru připojovány přes dynamickou IP adresu. Pevné adresy bylo nutné zajistit právě z toho důvodu, aby se

2022

Obr. 2: Struktura propojení simulátoru s okolím

vždy společně mezi sebou "domluvili" neboť si vzájemně vyměňují data. Nově připojený modul Arduina s kompilací přes TCP/IP intranet zajišťuje příjem letových parametrů přes UDP protokol. Jeho programování a následné zobrazení dat probíhá přes IDE prostředí ARDUINO GENINO (notebook), které je připojeno přes sériovou linku USB.

Letecký simulátor X-Plane10 umožňuje zobrazovat, ukládat případně i vysílat celkem 133 x 8 letových parametrů. Vše se určuje výběrem v okně "Data input output". Na obr. 3. je uvedena část tohoto okna. V levé části je vidět způsob určení, které parametry mají být odeslány (obrázek je zkrácen a zobrazeny jsou jen označené letové parametry pro vysílání přes UDP protokol. Jednotlivé sloupce pro vysílání dat jsou pak popsány v pravé části obrázku. Takto lze odeslat vybraná data na TCP/IP intranet ve formě UDP protokolu, ukládat data na pevný disk, využít vybraná data pro pozdější grafické zobrazení rovnou v simulátoru a případně i zobrazovat letová data přímo v náhledu simulátoru na obrazovce (v levé části). Pro získání letových parametrů byl právě zvolen UDP protokol, jehož popis lze najít v příloze manuálu

letového simulátoru [5]. V dolní části obr. 3. je pak zobrazena část okna "Data input output", kde lze nastavit i frekvenci vysílání dat UDP protokolu (v současnosti 5 Hz) i frekvenci ukládání dat na disk.





Obr. 3: Nastavení parametrů UDP protokolu

Na obr. 4 je zobrazen popis části vysílaných dat v UDP protokolu. Jde o blok dat vysílaných časových údajů a blok dat vysíláných letových výšek ("alt, ftmsl" a "alt, ftagl"). Ostatní data v těchto částek protokolu nevyužijeme, nicméně letecký simulátor je jako paket vysílá.

01 00 00 00	Times
real, time	The number of seconds, in the real world, elapsed since the simulator was launched.
totl, time	The number of seconds elapsed since the simulator was launched <i>minus</i> time spent in a loading screen.
missn, time	The time since the start of the "mission" (generally the time since the last time an aircraft or location was loaded).
timer, time	The time elapsed on a timer for general use.
zulu, time	"Zulu" time (Greenwich Mean Time, or GMT) in the sim- ulator, in decimal hours (e.g., 3.5 for 3:30 a.m.).
local, time	Local time in the simulator, in decimal hours.
hobbs, time	The aircraft's Hobbs time (a measurement of how long the aircraft's systems have been run).
14 00 00 00 Latitu	de, longitude, and altitude (lat, lon, altitude)
lat, deg	The aircraft's latitudinal location, in degrees.
lon, deg	The aircraft's longitudinal location, in degrees.
alt, ftmsl	The aircraft's altitude, in feet above mean sea level.
alt, ftagl	The aircraft's altitude, in feet above ground level.
on, runwy	
alt, ind	
lat, south	
lon, west	

Obr. 4: Část popisu UDP protokolu [5]

Na obr. 5. je zobrazen jeden paket UDP protokolu ve formátu hexa čísel (přijato programem Hercules), s komentářem významů, kde jsou jednotlivá data uložena. Úvodní série 5 bajtů jednoznačně definuje paket celé zprávy sérií dat 0x44, 0x41, 0x54, 0x41, 0x40, za ní následuje hlavička vybrané skupiny letových parametrů (1 bajt – kód skupiny parametrů podle [5], + 3

${44}{41}{54}{41}{40}$	- hlavičk <u>a zpr</u> ávy
<mark>{01}{</mark> 00}{00}{00}	header -> <mark>Times</mark>
{BB}{D7}{08}{43}	- real, time
{D4}{DC}{46}{40}	- totl, time - použito
{6A}{70}{99}{3D}	- missn, time
{00}{00}{00}	- timer, time
{00}{C0}{79}{C4}	- zulu, time
{F6}{A5}{39}{41}	- local, time
{FF}{A5}{49}{41}	- hobbs, time
<u>{9B}</u> {F9}{39}{41}	- nedefinováno
<mark>{08}</mark> {00}{00}{00}	header ->joyst. ail/elv/rud
{00}{81}{80}{3B}	- elev, yoke1 - použito
{00}{81}{80}{3B}	- elev, yoke1 - použito
{C8}{8C}{B5}{B8}	- ruddr,yoke1 - použito
{00}{C0}{79}{C4}	- 999 nepoužito
<u>{00}{</u> C0}{79}{C4}	- 999 nep <mark>oužito</mark>
<mark>{14}{</mark> 00}{00}{00}	header -> <mark>lat, lon, alt.</mark>
{8A}{AE}{44}{42}	- lat, deg
{30}{A1}{83}{41}	- lon, deg
{3C}{53}{4B}{45}	- alt, ftmsl - použito
{EA}{2E}{F8}{44}	- alt, ftagl - použito
{00}{00}{80}{3F}	- on, runwy
{06}{3B}{4B}{45}	- alt, ind
{00}{00}{40}{42}	- lat, south
$\{00\}\{00\}\{70\}\{41\}$	- lon, west

Obr. 5: Struktura jedné věty UDP protokolu – podrobněji v [5]

bajty 0x00) a osm údajů vybrané skupiny. Protože je série dat pro každou skupinu 8x4 bajtů vždy vysílána celá, je nutné celkem 3 skupiny načíst. Nezbytná je i hlavička, identifikující typ dat, což pak představuje 9x4 bajtů, pro tři skupiny pak 3x(9x4) bajtů. A k tomu ještě přičteme 5 bajtů úvodní hlavičky zprávy celého paketu, délka přijatého paketu je tedy celkem 113 bajtů. Kódování vysílaných čísel je ve formátu **IEEE-754** [x] a uložen je "pozpátku" – tedy nejvyšší bajt je poslední. Pro další použití dat v Arduinu využíváme dále popsané údaje. V části sekvence "Times" (hlavička 0x01) nás

zajímá údaj "totl, time", který se vždy vynuluje při zastavení simulátoru. Toto zastavování je prováděno vždy po otestování pilota jedním simulovaným letem. Pro potřebu zobrazení na seriál plotteru (viz. obr. 10.) je pouze vynásoben 40 pro rozumné zobrazení v měřítku grafu. V části sekvence "Pitch, roll, headings" (hlavička 0x11) nás zajímají údaje "elev, surf", "ailrn, surf", "ruddr, surf" tedy výchylky kniplu a pedálů. A nakonec údaje o letové výšce v části sekvence "lat, lon, altitude" (hlavička 0x14) využijeme údaje "alt, ftmsl" a "alt, ftagl". V části sekvence dat "joystick ail/elv/rud" (hlavička 0x08) jsou uloženy údaje pohybu joysticku a pedálu. V současné době data nejsou využita, ale počítáme s jejich budoucím využitím, jsou tam tedy zařazena již nyní, neboť by v budoucnu došlo k posunutí pozic třetí skupiny dat - letových výšek. V prostředí mikrokontroleru Arduina je pak prováděno i dekódování přijatých

údajů do podoby vhodné jednak pro zobrazení a následně i pro další použití v navrhovaném autopilotu s vlastnostmi člověka.

	Protože UDP protokol obsahuje data ve 4 bajtech ve
union	formátu IEEE-754 [6], je nutné po přijetí v Arduinu převést
<pre>byte b[4] ;</pre>	na číslo typu float. Konverzi provádí docela malá rutina
+10at + ; } u ;	podle výpisu na obr. 6, která podle [7] spočívá ve využití
//u.b(i), u.f	konstrukce union, tedy v mapování 4 datových bajtů
Obr. 6: Převod na číslo	s druhou proměnnou typu float. Zajímavostí na této
IEE754 32 float	konverzi je její obousměrná funkce. Uložíme-li do pole 4
	bajty ve formátu IEEE-754, můžeme přečíst údaj typu float

a naopak, pokud uložíme data float, lze následně přečíst 4 bajty ve formátu IEEE-754

3 Konstrukce navrženého modulu na snímání dat z leteckého simulátoru

Konstrukce přijímací části s Arduinem je na obr. 7 a je tvořena vlastním modulem Arduino Pro mini, který je zapojen do vývojového modulu, k němuž je připojen 7-mi segmentový displej a dvouřádkový LCD displej. Tato konstrukce je určena pro studenty na první seznámení s projektem Arduina. Studenti mají tedy připraven poměrně ucelený modul, kde 7-mi segmentový displej je připojen přes dvoudrátovou komunikaci SPI a LCD modul je na spodní



Obr. 7: Zobrazení modulu pro příjem dat z X-Plane10

části vybaven převodníkem na I2C rozhraní a proto i LCD modul komunikuje s Arduinem pomocí dvou vodičů protokolem I2C. Komunikaci intranetem zajištuje pak *Arduino Ethernet modul W5500* [8] i ten komunikuje s Arduinem čtyřmi vodiči s rozhraním SPI a signálem RESET.



Obr. 8: Vývojový diagram programu v Arduinu

Vlastní programovou obsluhu všech periferií zajišťují knihovny, které nabízí přímo výrobci uvedených modulů. Pro ethernet probíhá komunikace s využitím knihovny Ethernet2.h a pro zpracování dat z UDP protokolu pak knihovna *EthernetUdp2.h* [9]. potřebu Pro zobrazování dat na 7-mi segmentovém displeji pak knihovnu TM1637Display.h [10] a pro zobrazování dat na LCD displeji připojeni přes I₂C LiquidCrystal I2C.h [11].

Na obr. 8 je nakreslen vývojový diagram pro mikrokontroler Arduino. Inicializace 7-segmentového displeje a LCD displeje jednoduchá, inicializace ie kdežto komunikačního modulu W5500 je náročnější. Je totiž nutné definovat jednak unikátní MAC adresu pak i IP adresy pro správné propojení v internetu a nastavit komunikační port (v tomto případě 80). Obvykle se IP adresa přiděluje DHPC serverem, několika pokusy bylo zjištěné, že se v intranetu Univerzity obrany tato adresa často mění

a musela by se znovu nastavovat i v leteckém simulátoru. Proto došlo k dohodě a správce intranetu nám přiřadil další pevnou adresu. Tím jsme si výrazně zjednodušili bezpečné a lehce opakovatelné propojení komunikace mezi jednotlivými částmi simulátoru (viz. obr. 2.). Po inicializaci všech periférií dochází k cyklickému čtení UDP paketu – kontroluje se zde délka 113 bajtů, zvýší se čítač přijatého paketu (na 7-mi segmentový displej), provede se dekódování přijatých dat a následně se výška nad mořem a nad terénem vyšle na LCD displej a současně na sériové rozhraní Adruina.

4. Prezentace dosažených výsledků

V současnosti se získaná data používají pouze pro jejich zobrazení, případně ověření shody přijatých dat s údaji na výškoměru leteckého simulátoru. Z důvodu relativně velkého množství dat je komunikační rychlost na sériovém portu nastavena na 57600 Bd. Je však předpoklad, že se komunikační rychlost ještě zvýší, podle toho, jak se nastaví frekvence vysílaných dat v leteckém simulátoru. Na obr. 9. je zobrazeno přijetí textových údajů a následně pak opakovaně číselných údajů ze sériového portu Arduina. Textové údaje slouží k jednoznačné identifikaci aktuální verze programu v Arduinu. Není totiž jiný způsob, jak jednoduše zjistit, co je v Arduinu naprogramované. K aktuálnímu programu se současně zobrazí celá adresářová struktura a v druhém řádku i datum a čas kompilace. Čtvrtý řádek obsahuje stěžejní popis programu a pak již následují číselné informace v pořadí čas o posledním zastavení simulace leteckého simulátoru, výška letu nad hladinou moře a výška letu nad terénem.

COM5	
D:\02_Dokumenty\Arduino\10_Projekty\14_XPlane_UDP\XPlane_ Datum Rompilade: Jun 16 2022 13:11:00	UDP_02\XPlane_UDP_02.ino
Romunikace s X-Flane 10 přes UDP	
1173.87 3062.91 1825.68	
1179.90 3066.50 1830.51 1185.93 3070.04 1835.33	
1191.96 3073.52 1839.92	
1204.02 3080.32 1849.39	
1210.05 3083.65 1854.30 1216.08 3096.91 1859.41	
1220.10 3089.06 1862.64	
1232.16 3095.36 1872.48	
1238.19 3098.42 1877.40 1244.22 3101.43 1882.06	
1250.25 3104.39 1886.98	
1262.31 3110.13 1896.14	

Obr. 9: Záznam z COM portu IDE Ardu

Na obr. 10. jsou zobrazeny dva průběhy, zachycené v aplikaci IDE Arduina s pomocí tzv. Sériového plotru. Na obou grafech modrá křivka reprezentuje nárůst času simulace (která se vynuluje při zastavení simulace a dva průběhy registrované výšky – červená křivka je výška nad hladinou moře a zelená pak nad terénem. Horní průběh odpovídá průběhu testu pilotů – první skok je nastavení definované výšky letu při opakovaném testu (2000 ft) a druhý skok pak pokles výšky o 300 ft. V tomto případě je zobrazen průběh bez zásahu pilota. Můžeme drobně

konstatovat, že nastavený typ simulovaného letounu King Air C90B je poměrně stabilní letoun. Dolní obrázek pak reprezentuje běžné ovládání simulovaného letu pilotem s proměnnou výškou letu. V obou příkladech je i vidět, že se simulovaný let realizuje v rovinatém terénu. (LKTB RWY 09, 10nm).



Obr. 10: Grafický výstup z ploteru IDE Arduina

5 Závěr

Článek naznačuje možnosti zpracování dat vysílaných leteckým simulátorem X-Plane10 přes UDP protokol a následné možnosti mikrokontrolerů řady Arduino k jejich dalšímu využití. Myšlenka použít Arduino k "řízení" letu s využitím znalostí o chování pilotů vznikla při analýzách tohoto chování. Předpokládáme, že smyčka letecký simulátor – Arduino s nastavenými vlastnostmi člověka může obohatit problematiku konstrukce skutečných autopilotů na letounech. Samozřejmě to předpokládá další matematické zpracování parametrů v modelech chování pilotů (1) a jejich převod z obrazového tvaru do časové oblasti (např. s použitím funkce d2c), při vhodně definované vzorkovací periodě resp. jak "rychle" bude stíhat mikrokontroler.

Literatura

- D. T. McRuer, E. S. Krendel, "Mathematical Models of Human Pilot Behavior", AGARD AG-188, 1974. – přímý odkaz v [3]
- [2] D. T. McRuer, Duane, Mathematical Models of Human Pilot Behavior přímý odkaz v [3]
- [3] Jalovecký, R. Využitelná literatura k problematice testování pilotů přes 110 odkazů <u>https://user.unob.cz/jalovecky/HMI/</u>, Dostupné on-line [10. 9. 2022]
- [4] Jalovecký, R. Návrh metodiky testování pilotů. Prozatímní interní dokument katedry letecké techniky
 <u>https://user.unob.cz/jalovecky/hmi/R2019/Vlastn%C3%AD/Metodika%20m%C4%9B</u>
 <u>%C5%99en%C3%AD%20pilot%C5%AF.pdf</u>, Dostupné on-line [10. 9. 2022]
- [5] Plane_10_Desktop_manual, Dostupné on-line [10. 9. 2022] https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUK EwjLyMHBvOf5AhUNVfEDHVkyBNIQFnoECAMQAQ&url=http%3A%2F%2Fw ww.x-plane.com%2Ffiles%2Fmanuals%2FX-Plane 10 Desktop manual.pdf&usg=AOvVaw1SbCSLHbKoWCZ9 gAUlnWW,
- [6] Tools & Thoughts IEEE-754 Floating Point Converter <u>https://www.h-</u> <u>schmidt.net/FloatConverter/IEEE754.html</u>, Dostupné on-line [10. 9. 2022]
- [7] Convert IEEE 754 32 to floate <u>https://forum.arduino.cc/t/convert-ieee-754-32-to-float/323109/3</u>, Dostupné on-line [10. 9. 2022]
- [8] Arduino Ethernet modul W5500, Dostupné on-line [10. 9. 2022] https://navody.dratek.cz/navody-k-produktum/arduino-ethernet-modul-w5500.html
- [9] Knihovny pro ethernet a UDP protokol, Dostupné on-line [10. 9. 2022] https://github.com/adafruit/Ethernet2
- [10] Knihovna pro 7-mi segmentový displej, Dostupné on-line [10. 9. 2022] https://github.com/avishorp/TM1637
- [11] Knihovna pro LCD displej připojená přes I2C Dostupné on-line [10. 9. 2022] https://github.com/fdebrabander/Arduino-LiquidCrystal-I2C-library

Dedikace

Tento článek byl zpracován za podpory specifického výzkumu "Implementace moderních technologií v avionických systémech" a dlouhodobého záměru rozvoje organizace "Vedení operací ve vzdušném prostoru - AIROPS".

Identifikace dynamického modelu lidského operátora – I: Struktury modelů a jejich parametry Identification of Dynamical Model of a Human Operator – I: Model Structures and their Parameters

Miroslav JIRGL Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: jirgl@vut.cz, Ondrej MIHÁLIK Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: <u>ondrej.mihalik1@vut.cz</u>, Tomáš SÝKORA Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: <u>tomas.sykora2@vut.cz</u>, Zdeněk BRADÁČ

Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: bradac@vut.cz,

Abstrakt: Identifikace dynamických modelů lidského operátora, např. při řízení letadel nebo motorových vozidel, je v dnešní době celkem běžnou praxí. Pro tento účel je dostupné množství spolehlivých algoritmů nebo celých toolboxů. Výchozím bodem pro identifikaci je volba vhodné struktury modelu popisujícího chování člověka v dané situaci. Tato struktura by měla být volena s ohledem na dynamické vlastnosti řízeného elementu – v tomto případě řízení letu či automobilu. V tomto díle článku budou představeny vybrané dynamické modely a jejich vlastnosti společně s popisem získávání (měření) dat využitím simulačních technologií. Následně bude provedeno stručné zhodnocení získaných parametrů.

Klíčová slova: lidský operátor, dynamický model, identifikace, parametry modelu.

Abstract: Nowadays, identification of dynamical models of human operator, who controls for instance a plane or a vehicle, is quite common. For this purpose, there are a number of algorithms or even toolboxes available. A choice of an appropriate model structure (describing human behaviour within a defined situation) is a starting point for each identification process. The model structure should be chosen with emphasis to dynamic properties of a controlled element – flight control, or car driving. This part of paper presents selected dynamic models and their properties together with a description of data acquisition process using simulation technologies. Finally, a brief evaluation of the obtained parameters is demonstrated. **Keywords:** human operator, dynamical model, identification, model parameters.

1 Úvod

V současnosti existuje celá řada prací zabývajících se modelováním chování lidského operátora. Nejčastěji se tyto práce soustřeďují na piloty či řidiče. V těchto pracích byly odvozeny různě složité modely a využity různé přístupy. Jedná se např. o modely chování člověka reprezentované jako více–smyčkové modely (tzv. multil–loop), model ve formě optimálního regulátoru, či modely využívající umělou inteligenci – zejména fuzzy modely či neuronové sítě [1], [2], [3], [4]. Tyto modely jsou vhodné pro zajištění maximálně přesné aproximace, avšak za cenu větší složitosti, neboť obsahují zpravidla značné množství parametrů.

Cílem autorů tohoto příspěvku je popis chování lidského operátora, resp. aproximace naměřených odezev, využitím jednoduchých SISO (Single-Input Single-Output) modelů. Důvodem je minimalizace získaných parametrů pro účely následné evaluace výkonnosti lidského operátora. Získáním a následným využitím dostatečně velkého statistického souboru identifikovaných parametrů modelu chování je pak možné hledat určité odchylky od tzv. standardního chování, či zhodnotit schopnosti, přístup k řízení, či úroveň výcviku. V následujících kapitolách tak budou popsány výchozí modely chování lidského operátora, postup získávání dat využitím simulačních technologií a na závěr pak ukázka a porovnání dosavadních výsledků.

2 Modely lidského operátora

V současné době existuje několik přístupů, jak modelovat chování člověka při různých činnostech. Výchozím bodem je definice úlohy a popis vzájemné interakce typu člověk-stroj (Man-Machine System), která je zprostředkována nejčastěji pomocí HMI (Human-Machine Interface) či HCI (Human-Computer Interface) [5]. V případě, kdy člověk provádí nějakou řídicí úlohu, lze tuto interakci vyjádřit jako standardní regulační smyčku, viz Obr. 1.



Obr. 1: Lidský operátor v interakci s řízenou soustavou

Výhodou tohoto přístupu je, že celkový model reprezentující uvedený regulační obvod lze pak popsat a analyzovat využitím metod známých z teorie dynamických systémů a teorie automatického řízení.

Jednou z nejčastěji používaných metod je teorie *Crossover law* [2], [6]. Tuto teorii představil prof. D.T. McRuer a zabývá se popisem chování interakce člověk-stroj pomocí lineárních dynamických systémů. Podle této teorie člověk funguje jako lidský regulátor F_R , který přizpůsobuje své chování dynamice řízené soustavy F_C . Na základě znalosti dynamického modelu soustavy F_C lze tedy podle této teorie odvodit také základní model regulátoru F_R tak, aby přenos otevřené smyčky F_0 odpovídal přenosu dle rovnice [7]

$$F_0(p) = F_{\rm R}(p) F_{\rm S}(p) = \frac{K_{\rm R} K_{\rm C}}{p} e^{-\tau p}$$
(1)

kde: $F_{\rm R}(p)$ – operátorový přenos regulátoru, $F_{\rm C}(p)$ – operátorový přenos soustavy, $K_{\rm R}$ – zesílení regulátoru, $K_{\rm C}$ – zesílení soustavy, τ – reakční zpoždění člověka, p – Laplaceův operátor.

Na základě mnoha experimentů však bylo prokázáno, že uvedená rovnice (1) a odpovídající modely jsou platné většinou pouze v omezeném frekvenčním rozsahu a nezahrnují další efekty spojené s řízením, jako např. dynamiku neuromuskulárního systému (NMS), dynamiku ovládacího prvku apod. Nicméně využitím této metody vznikly rozšířené modely, které plně postačují pro dostatečně přesnou aproximaci odezvy lidského operátora při dané řídicí činnosti [8].

Příkladem může být korekce výšky letu H(t) v případě její nenadálé skokové změny pomocí výchylky kniplu dv(t) (za předem definovaných podmínek, viz např. [9]). Pro tuto činnost byl odvozen jako dostatečně přesný model chování pilota ve formě [7]

$$F_R(p) = \frac{K_R (T_3 p + 1)}{(T_1 p + 1)(T_2 p + 1)} e^{-\tau}$$
(2)

kde: $F_{\rm R}(p)$ – operátorový přenos regulátoru, $K_{\rm R}$ – zesílení regulátoru, T_1 – neuromuskulární časová konstanta, T_2 – setrvačná časová konstanta, T_3 – prediktivní časová konstanta, τ – reakční zpoždění člověka (pilota), p – Laplaceův operátor.

V případě řízení vozidla jedoucího konstantní rychlostí lze model chování člověka (řidiče) reagujícího natočením volantu u(t) na požadavek (skokové) změny jízdního pruhu (reprezentovaný změnou vzdálenosti od středu pruhu y(t)) odvodit ve tvaru [10]

$$F_{\rm R}(p) = \frac{K_{\rm R} \, p}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1} \,{\rm e}^{-\tau p} \tag{3}$$

kde: $F_{\rm R}(p)$ – operátorový přenos regulátoru, $K_{\rm R}$ – zesílení regulátoru, T –časová konstanta, ξ – tlumení, τ – reakční zpoždění člověka (řidiče), p – Laplaceův operátor.

Uvedené modely se ukázaly jako poměrně efektivní nástroje k modelování chování lidského operátora při definovaných činnostech. Jejich přednostmi jsou zejména jednoduchost a zároveň spojitost s behaviorálními a fyziologickými parametry chování člověka [7], [8]. Ukázka jejich použití je znázorněna na Obr. 2.



Obr. 2: Ukázka aproximace naměřených dat pomocí modelů chování – a) pilot, b) řidič

Naměřená data pro tyto experimenty byla získána využitím simulátorů, které jsou blíže popsány v následující kapitole.

3 Měření dat využitím simulačních technologií

Měření dat při reálném provozu je poměrně problematickou záležitostí. Jedním z důvodů je často poměrně obtížná implementace testovacích scénářů pro získání vhodných dat do běžného provozu. Dále je to fakt, že takto měřená data by byla ovlivněna poměrně značným množstvím ovlivňujících faktorů, tzn., nebylo by možné zajistit opakovatelnost měření. Určitou, velmi dů-ležitou, otázkou je pak zajištění bezpečnosti při měření [5], [11].
Z těchto důvodů se jeví jako vhodná alternativa využití simulačních technologií. Tyt technologie daly vzniknout dnes už poměrně pokročilým simulátorům, které jsou zaměřeny na maximálně přesné napodobení reality, a to jak po vizuální stránce, tak po stránce fyzikální.

Pro experimenty popsané v tomto příspěvku byly využity stacionární letecký simulátor na Univerzitě obrany vybavený softwarem X-PLANE 10 a stacionární simulátor řízení vozidla vyvinutý na VUT v Brně, který je založen na využití Unreal Engine 4 [10]. Ukázky těchto simulátorů jsou na následujícím obrázku.



Obr. 3: Použité simulátory pro měření odezev lidského operátora – a) letecký simulátor na UNOB, b) simulátor řízení vozidla na VUT

Oba použité simulátory umožňují záznam parametrů s dostatečnou vzorkovací frekvencí, viz např. data na Obr. 2 Navíc je v nich možné definovat scénáře vhodné pro měření odezev lidského operátora (pilota, resp. řidiče).

4 Identifikace parametrů

Z výsledků analýz modelů chování pilotů bylo zjištěno, že identifikované parametry jsou vhodné pro evaluaci jejich aktuálního stavu a posouzení např. míry výcviku, přístupu k řízení (pilotování), apod. Uvedené výsledky byly publikovány např. v [12]. Tyto analýzy pak posloužily jako výchozí bod také pro posouzení aktuálního stavu a schopností řidiče, viz např. [10]. Pro účely identifikace parametrů modelů chování byly použity algoritmy nástroje MATLAB – System Identification Toolbox, zejména pak funkce *tfest*, případně vlastní algoritmus (implementovaný rovněž v prostředí MATLAB) využívající simplexové optimalizační funkce *fminsearch*. Ukázka výsledků identifikovaných parametrů pro skupinu 20 pilotů (vždy 10 opakovaných misí) a skupinu 30 řidičů (vždy 20 opakovaných jízd) pro opakované mise/jízdy je na Obr. 4.



Obr. 4: Ukázka identifikovaných parametrů modelů chování – a) pilot, b) řidič

Z prezentovaných výsledků na Obr. 4 lze vyhodnotit intervaly, ve kterých se s určitou pravděpodobností nacházejí zkoumané parametry. V případě pilotů Obr. 4 – a) je zajímavý poměr mezi setrvačnou časovou konstantou T_2 a prediktivní časovou konstantou T_3 . Tento poměr (společně se zesílením K_R) definuje tzv. řídicí část zodpovědnou za adaptaci člověka na řízenou dynamiku. Z tohoto poměru je patrné, že majoritní část pilotů vykazovala větší hodnotu prediktivní (T_3) než setrvačné (T_2) časové konstanty. Neuromuskulární časová konstanta T_1 se pohybuje v rozsahu, který se typicky udává v literárních zdrojích [7], [8]. V případě řidiče, Obr. 4 – b), je hlavní adaptační část realizována derivací (operátor p v čitateli modelu) a zesílením K_R . Časová konstanta T a tlumení ξ jsou pak dány jednak vnitřní vazbou při ovládání volantu, jednak dynamikou neuromuskulárního systému. Nízká hodnota tlumení ξ dále např. souvisí s pozorovatelným kmitáním v naměřených odezvách.

Uvedená data pilotů a řidičů samozřejmě nelze jednoduše navzájem porovnat, neboť se jedná o různé parametry, resp. parametry náležící různým modelům při řízení odlišných dynamických soustav. Ačkoli společným parametrem je v obou případech reakční zpoždění τ . Z uvedených histogramů je patrná jistá podobnost rozložení i mediánu hodnot, který je v obou případech řádově okolo 0,5 s. Některé zdroje udávají rozptyl hodnot v rozsahu 0,2 – 1,2 s. [7] Vzhledem k tomu, že se v obou případech jedná o řízení poměrně složité dynamiky a lidský operátor zde reaguje na pseudonáhodné skokové změny vstupního signálu, je tato doba odpovídající.

Během vyhodnocování dat se však ukázalo, že existuje jistá variabilita jednotlivých identifikovaných parametrů pro konkrétního člověka při opakovaných měřeních v rámci jedné testovací sady. Tento problém nastává zejména právě v případě reakčního zpoždění, kde správnost určení jeho hodnoty poměrně značně ovlivňuje hodnoty i dalších parametrů. Postup pro automatizovanou optimalizaci hodnoty reakčního zpoždění byl popsán v [13]. Nicméně i v případě správného určení reakčního zpoždění je v některých případech stále patrná variabilita dalších parametrů pro jednoho člověka, viz např. následující tabulka pro vybraného řidiče.

Parametr	K _R	Т	ξ	τ
Průměrná hodnota	0,0072	0,33 s	0,12	0,76 s
Výběrová odchylka	0,0027	0,06 s	0,03	0,26 s

Tab. 1: Výsledek identifikace parametrů pro jednoho řidiče z opakovaných jízd

Výsledky pro potřeby sestavení modelu pro konkrétního lidského operátora byly doposud získávány zejména průměrováním. Avšak v případě, kdy je rozptyl parametrů větší, je využití průměrování nevhodné (viz Tab. 1).

Jako vhodná alternativa pro řešení tohoto problému se ukázalo využití Quasi-Newtonovy optimalizační funkce *fminunc*, která byla dále zkoumána a ověřena. Její popis a získané výsledky jsou prezentovány ve druhé části tohoto příspěvku.

5 Závěr

Tento příspěvek se zabýval představením metod používaných autory pro měření odezev lidského operátora a následného výběru popisujícího modelu chování. Následně byla prezentována ukázka výsledků získaných identifikací parametrů modelů chování pilotů a řidičů na základě dat naměřených využitím popsaných simulátorů.

Hlavním cílem tohoto příspěvku pak bylo představit problém, který vzniká při identifikaci parametrů využitím běžně používaných metod, a sice případy, kdy dochází k poměrně značné variabilitě parametrů pro konkrétního lidského operátora získaných z opakovaných jízd v rámci jedné testovací sady. Využití prostého průměrování je v těchto případech nevhodné. Jako vhodné řešení tohoto problému se ukázalo využití Quasi-Newtonovy optimalizační funkce. Algoritmus využívající tuto optimalizační funkci byl implementován v prostředí MATLAB (využitím funkce *fminunc*). Bližším popisem této optimalizační metody a jejího použití na daný problém se zabývá druhá část tohoto příspěvku.

Literatura

- SHI, B., XU, L. a MENG, W.: Applying a WNN-HMM Based Driver Model in Human Driver Simulation: Method and Test. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems. 2018, 19(11), 3431-3438. ISSN 1524-9050. Dostupné z: doi:10.1109/TITS.2017.2776118
- [2] MULDER, M., POOL, D.M., ABBINK, D.A, BOER, E.R., ZAAL, P., DROP, F.M., VAN DER EL, K. a VAN PAASSEN, M.M.: Manual Control Cybernetics: State-of-the-Art and Current Trends. IEEE Transactions on Human-Machine Systems. 2018, 48(5), 468-485. ISSN 2168-2291. Dostupné z: doi:10.1007/978-1-4471-1567-0G
- [3] HESS, R.A.: Modeling Pilot Control Behavior with Sudden Changes in Vehicle Dynamics.
 Journal of Aircraft. 2009, 46(5), 1584-1592. ISSN 0021-8669. Dostupné z: doi:10.2514/1.41215G
- [4] MIHÁLIK, O.; FIEDLER, P. Means of Obtaining Mamdani Fuzzy Model of Car Driver's Dynamics. In *Proceedings II of the 28th Conference STUDENT EEICT 2022 Selected papers*. Brno: Brno University of Technology, Faculty of Electrical Engineering and Communication, 2022. s. 243-247. ISBN: 978-80-214-6030-0.
- [5] SCHIRNER, G., ERDOGMUS, D., CHOWDHURY, K., & PADIR, T.(2013). The Futu-re of Human-in-the-Loop Cyber-Physical Systems. Computer, 46(1), pp. 36-45
- [6] XU, S., TAN, W., EFREMOV, A.V., SUN, L. a QU, X.: Review of control models for human pilot behavior. Annual Reviews in Control. 2017, 44, 274-291. ISSN 13675788. Dostupné z: doi:10.1016/j.arcontrol.2017.09.009
- [7] McRUER, D.T., KRENDEL, E.S.: Mathematical Models of Human Pilot Behavior, AGARD-AG-188, (1974)
- [8] HAVLÍKOVÁ, M.: Diagnostika systémů s lidským operátorem. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií. Ústav automatizace a měřicí techniky, 2008. Dizertační práce.
- [9] JIRGL, M., JALOVECKÝ, R. a BRADÁČ, Z.: Models of Pilot Behavior and Their Use to Evaluate the State of Pilot Training. Journal of Electrical Engineering. 2016, 67(4), 267-272. ISSN 1339-309X. Dostupné z: doi:10.1515/jee-2016-0039
- [10] MICHALÍK, D., JIRGL, M., ARM, J., FIEDLER, P.: Developing an Unreal Engine 4-Based Vehicle Driving Simulator Applicable in Driver Behavior Analysis-A Technical Perspective. Design for Transport Safety, 2021, roč. 7, č. 2, s. 1-17. ISSN: 2313-576X.

- [11]HESS, R. A. a MARCHESI, F.: Analytical Assessment of Flight Simulator Fidelity Using Pilot Models. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009, 32(3), 760-770. ISSN 0731-5090. Dostupné z: doi:10.2514/1.40645
- [12] JIRGL, M., BOŘIL, J., JALOVECKÝ, R.: Statistical Evaluation of Pilot's Behavior Models Parameters Connected to Military Flight Training. ENERGIES, 2020, roč. 13, č. 17, s. 1-13. ISSN: 1996-1073.
- [13] JIRGL, M., BOŘIL, J., JALOVECKÝ, R.: Automated Search and Evaluation of Pilot's Reaction Delay. In 2019 International Conference on Military Technologies (ICMT). Brno: IEEE, 2019. s. 1-5. ISBN: 978-1-7281-4594-5.

Dedikace

Tato publikace vznikla za podpory grantu číslo FEKT-S-20-6205 – "Výzkum v oblasti automatizace, kybernetiky a umělé inteligence pro Průmysl 4.0" financovaného z Interní grantové agentury Vysokého učení technického v Brně.

Autoři textu by rovněž rádi poděkovali Ústavu automatizace a měřicí techniky Fakulty elektrotechniky a komunikačních technologií VUT V Brně.

Provozuschopnost niklokadmiových akumulátorů vrtulníků AČR Serviceability of Nickel-Cadmium batteries of Czech Air Force helicopters

Petr KALVODA

Pracoviště: Univerzita obrany, email: <u>petr.kalvoda@unob.cz</u>, Michal DUB Pracoviště: Sekce logistiky MO, email: <u>michal.dub@army.cz</u>,

Marek HALÍČEK

Pracoviště: Velitelství vzdušných sil AČR, email: marek.halicek@army.cz.

Abstrakt: Cílem článku je seznámit odbornou veřejnost s výsledky vyhodnocení provozuschopnosti niklokadmiových akumulátorů na vrtulnících AČR a s následnými změnami v jejich pravidelné údržbě. V letectvu AČR se již přes 20 let používají niklokadmiové akumulátory VARTA, nyní označované HAWKER. Jejich pravidelná údržba byla stanovena Vojenským technickým ústavem letectva a PVO na základě originálního materiálu výrobce. Postupem času výrobce inovoval postupy údržby akumulátorů pro civilní použití. Na základě příznivé provozuschopnosti bylo rozhodnuto změnit postupy údržby také v AČR. Klíčová slova: letecké akumulátory, pravidelná údržba, vrtulníky AČR

Abstract: The main goals of the paper are to present serviceability evaluation of Nickel-Cadmium batteries of Czech Air Force helicopters and to present following changes in their periodical maintenance. Nickel-Cadmium batteries VARTA, today marked HAWKER, have been already used for more than 20 years in Czech Air Force. Their periodical maintenance was described by the Air Force and Air Defence Military Technical Institute instructions based on original producer materials. As time passed, the producer innovated procedures of periodical maintenance for civil use. Decision to change maintenance procedures also in Czech Air Force was based on positive serviceability evaluation of Nickel-Cadmium batteries. **Keywords:** aircraft batteries, periodical maintenance, Czech Air Force helicopters

1 Úvod

Podle konkrétního zařazení zdrojů elektrické energie v soustavě napájení elektrickou energií letadla se rozlišují hlavní zdroje elektrické energie (ve funkci v průběhu normální činnosti), záložní zdroje elektrické energie (ve funkci u zálohovaných systémů) a nouzové zdroje elektrické energie (ve funkci při poruše hlavních zdrojů). Nouzovými zdroji elektrické energie

jsou akumulátorové baterie, které se řadí do skupiny elektrochemických zdrojů elektrické energie. Akumulátory mohu plnit na palubě letadla ještě další úkoly, jako je zásobování elektrickou energií při přetížení hlavních zdrojů (generátorů), autonomní spuštění leteckého motoru a přezkoušení palubních systémů.

Akumulátorové baterie lze klasifikovat podle chemického složení elektrod. Na palubách letadel našly široké uplatnění především olověné a později niklokadmiové akumulátory, přičemž v našem vojenském letectvu byly v menší míře využívány i stříbrozinkové akumulátory. Moderním trendem je nástup lithium-iontových akumulátorů, které se díky svým výhodným vlastnostem prosazují především na palubách dopravních letadel. Letadla AČR jsou v současné době standardně vybavena niklokadmiovými akumulátory.

Během 90. let minulého století bylo v AČR rozhodnuto nahradit dosud používané olověné, stříbrozinkové a niklokadmiové akumulátory ruské provenience za niklokadmiové akumulátory VARTA o jmenovité kapacitě 22 Ah, 25 Ah a 27 Ah. S nákupem a pronájmem nové vojenské letecké techniky se v letectvu AČR objevily niklokadmiové akumulátory SAFT o jmenovité kapacitě 23 Ah, 26 Ah, 27 Ah, 37 Ah, a 43 Ah.

Pravidelná údržba niklokadmiových akumulátorů zahrnuje následující druhy prací:

- kontrolní prohlídka na letadle (zpravidla měsíční interval),
- dobíjení při značném vybití (mezi kontrolními cykly),
- kontrolní cyklus (interval zpravidla 3-4 měsíce),
- generální údržba (interval zpravidla 12-24 měsíců).

Za kontrolní parametry niklokadmiových akumulátorů VARTA přijatých do používání v letectvu AČR byly stanoveny parametry zjišťované během kontrolního cyklu:

- kapacita akumulátoru zjištěná při tzv. kapacitní zkoušce (vybíjení akumulátoru),
- napětí každého článku zjištěné po odebrání 80 % kapacity při tzv. kapacitní zkoušce,
- napětí každého článku zjištěné 15 minut před ukončením posledního nabíjení.

Přezkušovaný akumulátor VARTA mohl být předán zpět do letového provozu pouze tehdy, pokud byl schopen dodat více než 80 % své jmenovité kapacity, napětí každého jeho článku bylo po odebrání 80 % kapacity větší než 1,1V a před ukončením posledního nabíjení bylo napětí každého jeho článku větší než 1,56 V. Předpokládaná životnost správně udržovaných článků do poklesu kapacity na 80% jmenovité hodnoty měla činit 6 až 7 let. Akumulátor bylo možno provozovat po výměně vadných článků, které výrazným způsobem snižovaly kapacitu. Některé akumulátory ale byly vyřazeny z provozu již po čtyřech letech používání, přičemž trend kratší životnosti byl počátkem milénia identifikován například u vrtulníků Mi-24 [1][2].

2 Kontrolní cyklus VTÚL a PVO

Vrtulníky AČR dosud využívají akumulátory VARTA, nyní označované HAWKER, konkrétně typy W-3A a Mi-171 o kapacitě 25 Ah a typy Mi-8/17 a Mi-24/35 o kapacitě 27 Ah. Pro jednotné ošetřování niklokadmiových akumulátorů VARTA v letectvu AČR byla Vojenským technickým ústavem letectva a PVO vypracována směrnice pro obsluhu a údržbu, která byla později nahrazena pokyny pro obsluhu a údržbu. Kontrolní cyklus měl být u vrtulníků AČR prováděn každé čtyři měsíce nebo po 300 letových hodinách.

Kontrolní cyklus sestával z kontroly akumulátoru, zbytkového vybíjení, normálního nabíjení, kapacitní zkoušky, normálního nabíjení a kontroly funkce uzavíracích ventilů. Zbytkové vybíjení se provádělo konstantním vybíjecím proudem I₂ do napětí 20 V na svorkách akumulátoru a normální nabíjení konstantním nabíjecím proudem I₅ po dobu 7 hodin včetně kontroly elektrolytu a měření napětí článků 15 minut před ukončením nabíjení. Kapacitní zkouška byla vybíjení konstantním vybíjecím proudem I₂ do napětí 20 V na svorkách akumulátoru, přičemž za 96 minut od počátku vybíjení po odebrání 80 % jmenovité kapacity bylo měřeno napětí všech článků a po ukončení vybíjení prováděn záznam odebrané kapacity do záznamníku akumulátoru [3].

Patrně vzhledem k nedostatečné životnosti provozovaných akumulátorů a prevenci vzniku došlo úpravě kontrolního cyklu, který od počátku roku 2008 sestával z kontroly akumulátoru, hlubokého vybíjení, dobíjení do 31 V, kapacitní zkoušky, normálního nabíjení a kontroly funkce uzavíracích ventilů. Hluboké vybíjení se provádělo konstantním vybíjecím proudem I₂ do napětí 20 V na svorkách akumulátoru a potom konstantním vybíjecím proudem 5 A do napětí 5 V na svorkách akumulátoru. Dobíjení do 31 V se provádělo konstantním nabíjecím proudem I₅ do napětí 31 V na svorkách akumulátoru plus další dvě hodiny včetně kontroly elektrolytu 15 minut před ukončením nabíjení. Dále došlo k omezení životnosti používání akumulátoru na 8 let a na výměnu maximálně pěti vadných článků současně [4].

Další změna kontrolního cyklu následovala zanedlouho, kdy kontrolní cyklus od května 2009 sestával z kontroly akumulátoru, hlubokého vybíjení, dobíjení do 31 V, první kapacitní zkoušky, normálního nabíjení, druhé kapacitní zkoušky, normálního nabíjení a kontroly funkce uzavíracích ventilů. Nové pokyny i předchozí směrnice shodně tvrdily, že vycházely z originálního materiálu vydaného výrobcem pro podmínky AČR v říjnu 2007 [4][5].

Kontrolní cyklus VTÚL A PVO se od té doby nezměnil, pouze byla omezena životnost na výměnu maximálně pěti vadných článků v průběhu životnosti akumulátoru s odkazem na originální dokumentaci a výrobcem schválenými pokyny pro AČR z března 2016 [6].

3 Vyhodnocení provozuschopnosti

K provedení vyhodnocení provozuschopnosti niklokadmiových akumulátorů na vrtulnících AČR, které byly ošetřovány podle výše uvedených pokynů, byl k dispozici archív záznamníků akumulátorů vyřazených z provozu uložený u VTÚLaPVO. Z těchto záznamníků byly graficky zpracovány výsledky kapacitních zkoušek u těch akumulátorů, u kterých byly uvedeny záznamy alespoň z pěti let provozu. Za datum výroby akumulátoru se považuje datum výroby článků.

Ornežení	V.a	Vrtulníky	Datum	Cn	0,8 C _n	Vybíjec	rí a nabíjecí	proudy
Označeni	KS	AČR	výroby	(Ah)	(Ah)	$I_2(A)$	$I_{2,5}(A)$	$I_5(A)$
F 20/25 H1C-T2	10	W-3A	2007 (4) 2008 (2) 2009 (2) 2010 (2)	25	20	12,5	10	5
20FP25 H1C-R	40	Mi-171Š	2005 (12) 2009 (28)	25	20	12,5	10	5
F20/27 H1C-M1	19	Mi-8	2007 (3) 2009 (16)	27	21,6	13,5	10,8	5,4
F20/27 H1C-M1	7	Mi-17	2007 (2) 2009 (3) 2010 (2)	27	21,6	13,5	10,8	5,4
F20/27 H1C-M1T	20	Mi-24/35	2004 (4) 2005 (9) 2007 (2) 2009 (7)	27 Ah	21,6 Ah	13,5 A	10,8 A	5,4

Tab. 1: Přehled vyhodnocených akumulátorů

Pomineme-li statistické výkyvy naměřených hodnot, tak ze sledovaného vzorku lze jednotlivé typy akumulátorů rozdělit do dvou skupin. Akumulátory první skupiny vykazovaly v průběhu stanovené své životnosti znatelný pokles kapacity, přičemž některé musely být vyřazeny z provozu z důvodu nedostatečné kapacity ještě před uplynutím stanovené životnosti:

- 20FP25 H1C-R na Mi-171 (rok výroby 2005) cca 80-110 % C_n,
- F20/27 H1C-M1T na Mi-24/35 (rok výroby 2004/05) cca 85-110 % Cn.

Akumulátory druhé skupiny vykazovaly v průběhu stanovené své životnosti minimální pokles kapacity, přičemž ještě na konci provozu vykazovaly kapacitu vyšší než jmenovitou:

- F 20/25 H1C-T2 na W-3A (rok výroby 2007/10) cca 110-120 % C_n,
- F 20/27 H1C-M1 na Mi-8 (rok výroby 2007/09) cca 100-110 % C_n,
- 20FP25 H1C-R na Mi-171 (rok výroby 2009) cca 100-110 % C_n,
- F20/27 H1C-M1T na Mi-24/35 (rok výroby 2007/09) cca 100-120 % C_n.



Obr. 1: Provozuschopnost F 20/25 H1C-T2 na W-3A (rok výroby 2007-2010)







Obr. 3: Provozuschopnost 20FP25 H1C-R na Mi-171 (rok výroby 2005)



Obr. 4: Provozuschopnost 20FP25 H1C-R na Mi-171 (rok výroby 2009)



Obr. 5: Provozuschopnost F20/27 H1C-M1T na Mi-24/35 (rok výroby 2004-2005)





4 Nový kontrolní cyklus

Pořízením akumulátorů decentrálním způsobem z limitu peněžních prostředků přidělených příslušným leteckým základnám došlo k situaci, kdy manuál výrobce pro nově pořízené akumulátory stanovil "nekonečnou" životnost v rozporu s pokyny VTÚL a PVO stanovenou životností osmi let. V roce 2019 došlo na základě nevyhovujícího stavu v dokumentaci a v souladu s vojenským předpisem Let-1-4 k rozhodnutí provádět komplexní údržbu akumulátorů HAWKER podle originální dokumentace výrobce a ke schválení volného překladu této originální dokumentace do českého jazyka. Příslušné ustanovení vojenského předpisu Let-1-4 Inženýrská letecká služba zní: "*Palubní akumulátorové baterie se po uvedení do provozu musí provozovat a skladovat v souladu se směrnicemi pro obsluhu a údržbu, které stanovil výrobce."* [7].

K provádění předepsaných prací na akumulátorech VARTA/HAWKER jsou na leteckých základnách AČR používána nabíjecí zařízení NZP-40 a NZP-40M s automatickým záznamem měřených hodnot. Akumulátor je zasunut do zvolené pozice ošetřovacího prostoru skříně NZP-40, odšroubují se jeho uzavírací ventily, nasadí se snímače napěti článků akumulátoru a pomoci připojovacího a silového kabelu se připojí na konektory na boku ošetřovacího prostoru. Po zapnutí nabíječe/vybíječe a volbě požadovaného pracovního režimu pomoci tlačítka VYBĚR REŽIMU probíhá zvolený, plně automaticky pracovní režim. Konec režimu je indikován světelně i akusticky [8].

Kontrolní cyklus nyní sestává z kontroly akumulátoru, měření izolačního odporu, měření napětí článků, zbytkového vybíjení a normálního nabíjení. Zbytkové vybíjení se na NZP-40 provádí konstantním vybíjecím proudem I_{2,5} do napětí 20 V na svorkách akumulátoru se změřením napětí článků po 120 minutách vybíjení. Normální nabíjení na NZP-40 provádí konstantním nabíjecím proudem I₅ po dobu 7 hodin včetně kontroly elektrolytu a měření napětí článků 15 minut před ukončením nabíjení. Při použití jiného typu nabíječe lze využít vybíjecí proudy I₅, I_{2,5}, I_{1,66}, I_{1,25} a I₁ se změřením napětí článků po 240, 120, 80 a 48 minutách vybíjení. Obdobně při nabíjení lze využít nabíjení proudem I₁ do 1,55 V na článek plus další dvě hodiny nabíjení proudem I₅ (metoda IUI) nebo nabíjení proudem I_{2,5}, I_{1,66}, I_{1,25} pro dobu 180, 120, 60 minut plus další dvě hodiny nabíjení proudem I₅ (metoda IUI)

Životnost akumulátorů není výrobcem dobově omezena a je podmíněna pouze schopností dodat 80% nominální kapacity, přičemž omezení životnosti na výměnu maximálně pěti vadných článků z původní sady akumulátoru zůstalo v souladu s pokyny výrobce zachováno [9][10].

5 Závěr

Nový kontrolní cyklus odstranil kapacitní zkoušku používanou u letectva AČR jako kontrolní parametr více než dvě desetiletí. Kontrolními parametry nadále zůstala napětí každého článku zjištěná po odebrání 80 % kapacity a napětí každého článku zjištěná 15 minut před ukončením nabíjení. Z vyhodnocení záznamníků akumulátorů vyřazených z provozu z důvodu nedostatečné kapacity i ze zkušeností pracovníků akumulátorových nabíjecích stanic bylo zjištěno, že pokud akumulátor nebyl schopen dodat požadovanou kapacitu, tak současně vykazoval nedostatečné napětí článku či článků.

Životnost je obecně stanovena na základě doby, po kterou výrobek splňuje technické a právní požadavky. Ze statistik bezpečnosti provozu letecké techniky vyplynulo, že během provozu vrtulníků AČR dosud nedošlo k události v letovém provozu zaviněné provozuschopností niklokadmiových akumulátorů. Čtvrtletní kontrolní cyklus plně postačuje k ověření splnění jejich technických parametrů s dostatečnou rezervou, což potvrzují případy akumulátorů vyřazených z provozu z důvodu nedostatečné kapacity zjištěné během kontrolního cyklu ještě před uplynutím původně stanovené životnosti osmi let.

Přechod na "neomezenou" živostnost niklokadmiových akumulátorů přináší předpokládané finanční úspory, jejichž vyčíslení lze provést až po několika dalších letech provozu. Nařízení k používání originální dokumentace výrobce ovšem přineslo zvýšené finanční nároky na doporučené nářadí, protože některé kroky čtvrtletní a roční údržby stanovené výrobcem se dříve prováděly za použití jiného nářadí. Především bylo nutno pořídit zařízení pro měření izolačního odporu (v rámci čtvrtletní údržby) a zařízení pro testování tlaku na odvětrávacích ventilcích (v rámci roční údržby). Zabezpečení aktuálnosti originální dokumentace je nadále zajištěno nařízením kontroly webových stránek výrobce a posouzení nově získané dokumentace např. při nákupu nových akumulátorů.

Literatura:

- [1] Směrnice pro obsluhu a údržbu leteckých sintrovaných NiCd baterií VARTA. Praha: VTÚLaPVO, 1999.
- [2] ORSÁG, Ladislav. *Vyhodnocení předpokládaného technického života palubních akumulátorů VARTA*. Brno: Vojenská akademie, 2001.
- [3] PROKOPEC, František. Směrnice pro obsluhu a údržbu leteckých sintrovaných NiCd baterií VARTA. Praha: MO, 2004. Označeno čj. 6186-7/2004-3042.

- [4] PROKOPEC, František. Směrnice pro obsluhu a údržbu leteckých sintrovaných NiCd baterií VARTA. Praha: MO, 2008. Označeno POM-1700/2007-3042. Téměř shodné znění viz PROKOPEC, František; Pokyny pro obsluhu a údržbu leteckých sintrovaných NiCd baterií VARTA dodávaných LOM Praha s.p., odštěpný závod VTÚLaPVO na letecké základny AČR od 1.10.2005. 1. vydání. Praha: LOM, 2008. Označeno č.j. 46/2-20/LOM/VTÚL.
- [5] PROKOPEC, František; Pokyny pro obsluhu a údržbu leteckých sintrovaných NiCd baterií VARTA dodávaných LOM Praha s.p., odštěpný závod VTÚLaPVO na letecké základny AČR od 1.10.2005. 2. vydání. Praha: LOM, 2009. Označeno č.j. 46/2-20/LOM/VTÚL.
- [6] JIRÁSEK, Jiří. Pokyny pro obsluhu a údržbu leteckých sintrovaných NiCd baterií HAWKER. 1. vydání. Praha: VTÚ, 2016. Označeno č.j. VTÚ/VTÚL-186-32/2016.
- [7] Inženýrská letecká služba. Praha: MO, 2007. Vojenský předpis Let-1-4.
- [8] ŠINDLER, Marian; TŮMA, Vítězslav; SUCHÝ, Robert; MAREŠ, Josef. Letecká provozní technika. Nabíjecí zařízení NZP-40, NZP-40M. Vyškov: Centrum doktrín VeV-VA, 2015. Odborná publikace Pub-47-28-07.
- [9] HALÍČEK, Marek. Pomůcka. Návod k údržbě leteckých baterií Hawker. Praha: VeVzS, 2019.
- [10] Nickel Cadmium Airborne Batteries. Operating and Maintenance Manual. Hagen: EnerSys / HAWKER, 2013. SAP number: 4635536, Revision 1.

Dedikace

Příspěvek byl vypracován za podpory Ministerstva obrany České republiky v rámci dlouhodobého záměru rozvoje organizace UO s názvem "Vedení operací ve vzdušném prostoru".

Control stabilization of pilot intervention critical situations for small UAV

Šimon KARAFFA

Pracovisko: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, <u>simon.karaffa@tuke.sk</u>, Miriam HLINKOVÁ

Pracovisko: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, <u>miriam.hlinkova@tuke.sk</u>, Róbert BRÉDA

Pracovisko: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, <u>robert.breda@tuke.sk</u>, Rudolf ANDOGA

Pracovisko: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, rudolf.andoga@tuke.sk,

Abstrakt: Stabilizácia malých bezposádkových letúnov predstavuje súbor zariadení a algoritmov implementovaných na palube letúna s cieľom zabezpečenia stabilného a bezpečného letu pri zásahu pilotáže do slučky riadenia alebo vplyvov vonkajšieho okolia. Zložitosť systému si tak vyžaduje adekvátny matematický model a jeho detailný popis. Všetky analytické metódy a výpočet dynamických charakteristík je náročný, a preto si žiada špeciálne riešenia. Článok pojednáva o komplexnosti riadenia UAV v spojení s jednotlivými vstupnými faktormi a samotnej stabilizácie letu. Prezentuje analýzu riadenia UAV vplyvom riadenia zručnosti pilota. Je založený na využití simulačného prostredia. Analýza riadenia je realizovaná na základe dvoch parametrov, a to potreby optimalizácie i stabilizácie riadenia malých bezposádkových letúnov v jednotlivých mikrosituáciach, a potreby záznamu zásahov pilotáže do riadenia, ktoré závisia od zručnosti pilota. Návrh systému riadenia rieši i stratégiu riadenia kritických situácií pre zvolené situačné stavy, porucha napájania či strata výkonu. V situačných stavov prebieha zásah do riadenia od pilota so zabezpečením aktívnej činnosti UAV či optimálnej konfigurácie a stability letúna. Navrhovaný systém riadenia má využitie v testovaní a overovaní letových dát v určitých letových mikrosituáciach.

Kľúčové slová: stabilizácia UAV, pilotáž, riadenie

Abstract: Stabilization of small unmanned aircraft is a set of devices and algorithms implemented on board the aircraft. The aim is to ensure stable and safe flight when the aircraft is intervenes by pilot or external influences in the control loop. The complexity of the system

thus requires an adequate mathematical model and its detailed description. All analytical methods and the calculation of dynamic characteristics are difficult and therefore require special solutions. The article discusses the complexity of UAV control in connection with individual input factors and flight stabilization itself. It presents an analysis of the control of the UAV by the control of the skill of the pilot and is based on the use of a simulation environment. The control analysis is carried out based on two parameters, namely the need to optimize and stabilize the control of small unmanned aircraft in individual micro situations, and the need to record control interventions by the pilot, which depend on the pilot's skill. The design of the control system also solves the control strategy of critical situations for selected situations, like power failure or power loss. In situational conditions, control intervention by the pilot is carried out to ensure the active operation of the UAV or the optimal configuration and stability of the aircraft. The proposed control system is used in testing and verifying flight data in certain flight micro situations.

Keywords: UAV stabilization, piloting, control

1 Úvod

Malé bezposádkové letúny sa v súčasnosti využívajú na vojenské, civilné i komerčné účely, kde sa im v poslednej dobe venuje veľká pozornosť [1]. Jedno z hlavných využití je aj v oblasti výskumu, kde dosahujú značný rozvoj a obrovskú rastúcu popularitu [2]; [3]. Podľa využitia sa môže výskum a vývoj zamerať i na stabilizáciu v určitých situačných rámcoch. Stabilita letu nie je ovplyvňovaná len vonkajšími vplyvmi, ale i prenášaním údajov medzi senzormi a malým UAV [4].

Aby bolo UAV ovládateľné a bezpečné v jednotlivých situačných rámcoch je potrebná jeho konzistentná manévrovateľnosť [5]. Manévrovateľnosť predstavuje jeden z najdôležitejších prvkov v celom letovom komplexe [6]. Ovládateľnosť letúna je založená na stabilite, ktorá je dosiahnuteľná optimálnou rýchlosťou a dynamikou malého UAV. Pilot-operátor je povinný pozorovaním, prípadne získanými zručnosť ami vedieť, v akom situačnom rámci sa UAV v danom okamihu nachádza, a byť schopný nastaviť správnu konfiguráciu letúna. Základné situačné rámce, situačné stavy UAV, či vznik kritických situácií sú definované svojimi špecifickými kritériami.



Obr. 1: Prepojenie pilot - lietadlo

Hlavným zameraním tohto výskumu je návrh systému, ktorý bude schopný po detekcií chybných batérií a prípadnému nesprávnemu zásahu pilotáže do riadenia počas letu v určitých situačných stavov, vedieť optimalizovať činnosť UAV. Schopnosť systému tak spočíva v automatickom nastavení optimálneho režimu UAV a pripravenosti na bezpečné pristátie. Analýza navrhovaného systému sa počas kritického výkonu letúna spracováva pomocou fuzzy inferenčného systému a prezentuje i analýzu riadenia UAV vplyvom riadenia zručnosti pilota. Pozostáva z prehľadného opisu riadenia letúna v stanovených situačných rámcoch pri kritickom výkone malého bezposádkového letúna s pevnými nosnými plochami. Zásahom pilotáže do riadenia sa v jednotlivých situačných stavoch UAV zabezpečí jeho aktívna činnosť a stabilita. Plnohodnotný a detailný prehľad článku vychádza zo štúdií rozhodovacieho procesu systému počas kritického výkonu malého bezposádkového letúna s metodikou fuzzy inferenčného systému [7]; [8] ktorý ukázal, že preferencia použitia fuzzy regulátora je v porovnaní s tradičným regulátorom výhodnejšia.

Navrhnutý systém riadenia pozostáva z návrhu metód riadenia v základných režimoch letu i v kritických situáciách, ktoré môžu počas prevádzky u malých bezposádkových letúnoch vzniknúť. Návrh systému riadenia vychádza zo situačného riadenia jednotlivých situačných rámcov. Rieši situačné stavy kritických situácií, a to s uplatnením zásahu do riadenia od pilota s využitím správnej stratégie a zabezpečením optimalizácie a stabilizácie riadenia letúna. Systém riadenia si zakladá i na matematickom modeli správania sa pilota v riadení, ktorý sa pretransformoval na správanie sa pilota-operátora. Systém zároveň predpovedá správnosť fungovania i zručnosti pilotov-operátorov, a ich reakcie na vzniknuté situačné stavy. Určí sa úroveň schopnosti bezpečne a efektívne ovládať UAV, v určitých situačných stavoch, za pomoci správnych manévrov. Stanovia sa i možné reakcie na nežiadúce stavy počas prevádzky.

Ďalším výskumom je možné implementovať navrhnutý systém riadenia do malého bezposádkového letúna s pevnými nosnými plochami.

2 Objekt výskumu

Objektom riadenia je malé UAV Carbon Cub 15cc s pevnými nosnými plochami. Letún je prevádzkovaný bez prítomnosti pilota na palube a riadený zo zeme pilotom-operátorom prostredníctvom RC ovládača. Hlavnou riadiacou jednotkou je autopilot Pixhawk PX-4, ktorý je pripojený k zdroju energie, motoru, rádiovej telemetrií a všetkej elektroniky vrátane serv a antén.

Rovnaký princíp sa používa pre matematický model, kde vstup do riadenia môže byť reprezentovaný ako príkaz pre každú jednu ovládaciu plochu. Letún používa sedem serv, kde každé z nich je pripojené k jednej ovládacej ploche (smerovka, krídelká, výškovka, klapky). Všetky elektronické zariadenia sú pripojené na autopilota, ktorý je zároveň vybavený aj vlastnou IMU jednotkou (Inertial Measurement Unit) spolu s akcelerometrom, gyroskopom a magnetometrom (kompas), barometrom, modulom globálneho polohovacieho a napájacieho systému. Výkonný softvér UAV bol vybraný práve pre svoju jednoduchosť a efektívnosť [9].



Obr. 2: UAV Carbon Cub 15cc

3 Analýza riadenia

Najvhodnejšou riadiacou metódou pre zlepšenie riaditeľnosti UAV je možná kombinácia viacerých systémov. Sú aplikovateľné aj v situačnom riadení. Zabezpečia lepšiu riaditeľnosť, ovládateľnosť a stabilitu. Stabilizácia malých UAV je zabezpečovaná súborom zariadení a algoritmov implementovaných na palube letúna. Ich úlohou je vykonávať stabilný a bezpečný letu. Rovnaké pravidlá stabilizácie sa uplatňujú aj v prípade zásahu pilotáže do riadenia či vplyvov vonkajšieho okolia. Vonkajšie vplyvy predstavujú v mnohých prípadoch charakter účelového vplyvu na schopnosť riadiaceho systému plniť pridelenú cieľovú funkciu [10].

Riadenie malých bezposádkových letúnov predstavuje veľký komplex, preto sa článok zameriava prednostne na riadenie výkonu a na stav riadenia letúna počas kritického výkonu. Kritický situačný stav letúna prezentovaný v článku sa vzťahuje na kontinuálnu stratu prúdu (zlyhanie), simulovanú ako strata výkonu, napriek vychýlenému príkazu plného výkonu počas letu.

Všetky lety počas výskumu sa vykonali prednostne v simulačnom prostredí Matlab/Simulink a v subsimulačnom programe pripojeného k Matlab/Simulink.



Obr. 3: Prístrojová doska zo simulátora

3.1. Pilot-operátor v riadení UAV

Pilot-operátor v obvode riadenia je jeden z hlavných členov zložený z psychických a fyzických vlastností pilota. Tieto vlastnosti ako celok ovládajú samotné zariadenie. Pilot-operátor sa rozlišuje od pilota v niektorých faktoroch, z dôvodu, že pilot-operátor sa nachádza

v pozícií sledovateľa riadiaceho člena, kým pilot sedí priamo v riadenom člene. Všetky psychické a fyzické vlastnosti riadiaceho člena (pilota) sa dajú určiť pomocou matematického vyjadrenia v časových koeficientov, ktoré opisujú ich prepojenie. Pilot-operátor riadi UAV pomocou zásahu do riadenia, ktorý prezentuje pri riešení problematiky zmenu polohy riadiacich pák. Vychýlenie riadiacich pák pomocou signálu vysiela príkaz do prijímača, nachádzajúci sa na palube lietadla, a následne riadi riadiace plochy UAV. Zásah do riadenia je možné analyzovať.

Zásah pilotáže do riadenia závisí od zručnosti pilota. Pri určovaní zručnosti pilota v simulačnom prostredí je nevyhnutné transformovať všetky vlastnosti pilota i letúna do matematických vyjadrení. Následne sa môžu matematické vlastnosti nahrať do simulačného prostredia ako kontrolný systém na správanie sa pilota. Vlastnosti pilota je tak ďalej možné porovnať z predchádzajúcimi dátami, ktoré boli v minulosti nalietané alebo nasimulované.

Pre analýzu zručnosti pilota, článok vychádza z návrhu, ktorý je možné ďalej rozšíriť pre budúce použitie. Pomocou fuzzy inferečného systému je možné vykonať simuláciu, kde by vstupnými signálmi boli výška, rýchlosť, vertikálna rýchlosť a kurz. Výstup zo systému by predstavoval rozhodnutie zručnosti pilota. Pre určenie je možné zadať úlohu pre pilota-operátora, v situačnom rámci let udržať výšku 300 ft.



Obr. 4: Simulátor UAV

Pre správne určenie zručnosti pilota je potrebné navrhnúť pravidlá fuzzy inferenčného systému. Pravidlá sa nastavia do troch kategórii pilotov (vysoké, stredné a nízke zručnosti) a rozčlenia do piatich vrstiev.

3.2. Situačné rámce

K návrhu systému riadenia, je potrebné najskôr identifikovať situačné rámce ohrozujúce let malého UAV. V situačných rámcoch ohrozujúcich let môžu vznikať kritické situačné stavy UAV a predstavujú vznik kritickej situácie. V kritických situáciách dochádza k situačným stavom UAV, ovplyvňujúce riaditeľnosť, bezpečnosť a stabilitu letúna. Po správnom identifikovaní je tak možné navrhnúť systém riadenia.

Návrh systému riadenia rieši i stratégiu riadenia kritických situácií pre zvolené situačné stavy, porucha napájania či strata výkonu. V situačných stavov prebieha zásah do riadenia od pilota so zabezpečením aktívnej činnosti UAV či optimálnej konfigurácie a stability letúna. Navrhovaný systém riadenia má využitie v testovaní a overovaní letových dát v určitých letových situačných rámcoch. Zložitosť takéhoto systému si vyžaduje adekvátny matematický model. 6DoF matematický model v simulačnom prostredí Matlab/Simulink má rovnaké aerodynamické vlastnosti ako reálny letún, a tým vytvára ideálne prostredie na testovanie danej problematiky.



Obr. 5: Koncept situačného riadenia - všeobecne

Vstupné údaje do systému sú privedené od riadenia pilota a vonkajšieho okolia, ktoré vstupujú do množstva klasifikátorov. Rozhodujú o situačných rámcoch, zručnosti pilota a riadení letúna. Po vstupných údajov sú situačné rámce v tomto článku rozdelené na vzlet, let a pristátie, kde v každom z nich je možnosť vzniku kritickej situácie. Vznik kritickej situácie

predstavuje kontinuálnu stratu výkonu (zlyhanie). Obr. 5 zobrazuje všeobecnú schému situačného riadenia, kde po klasifikovaní a zistení jednotlivých situačných stavoch UAV je nutné upresniť stratégiu riadenia. Návrhom výskumu je zostaviť klasifikačno-riadiaci systém, ktorý zaznamená chybu, klasifikuje zručnosť pilota a určí správnu stratégiu riadenia pre bezpečnú konfiguráciu letúna.

Aby bolo možné správne určiť vzniknuté situačné stavy UAV, musia sa poznať základné situačné rámce. Problematika článku sa zaoberá troma situačnými rámcami, a to vzlet, let a pristátie. Každý situačný rámec má svoje špecifikum, podľa ktorých sa môžu definovať a klasifikovať. Optimalizácia a stabilizácia riadenia malých UAV tak tvorí pri ich klasifikovaní hlavný prvok.

Klasifikačno–riadiaci systém v simulačnom prostredí vyplýva z pokročilých algoritmov riadenia motora a letovej trajektórie malých UAV. Zakladá sa na situačných stavoch kritických situácií a riadení UAV. Klasifikátor pre objekt výskumu využíva fuzzy inferenčný systém, ktorý funguje na princípe kombinácií hodnôt vstupných parametrov.



Obr. 6: Klasifikovanie základného situačného rámca

Obr. 6 zobrazuje základný situačný rámec. V problematike článku sa rozoberajú dva situačné rámce, a to vzlet a let. Z obrázku je zrejmé, že let začal od 7 s, kde UAV dosiahlo dostatočnú výšku a pokračovalo vo fáze let. Vzlet trval od začatia simulácie do 7 s.

predstavovať rôzne poruchy zariadenia, zásah do pilotáže, environmentálne zásahy ako i dynamické vlastnosti UAV. Najvýraznejším situačným stavom sú náhle zmeny parametrov letu. Tieto zmeny sú viditeľné a môžu priamo ohrozovať bezpečnosť letu.

Článok sa zaoberá kritickým situačným stavom UAV, kontinuálnou stratou zdroja výkonu (zlyhaním), stratou potrebného ťahu a rieši i stratégiu riadenia. Prejavuje sa tu situačné riadenie a pilotáž na zvládnutie vzniknutého situačného stavu. Pre kritický situačný stav UAV bol vytvorený fuzzy systém, ktorý okamžite identifikuje poruchu a upozorní pilota na vznik chyby. Upozornenie je dôležité pre pilota z hľadiska bezpečnosti letu, nakoľko pilot-operátor nie je okamžite vedomý o kontinuálnej strate zdroja energie.



Obr. 7: Fuzzy systém - Vstupné a výstupné parametre

Obr. 7 zobrazuje vstupy do fuzzy systému a jeden výstup. Vstup do systému predstavuje príkaz pre zmenu výkonu motora, variometer z výstupu simulátora, rýchlosť a skutočný výkon tiež z výstupu simulátora. Podľa vstupov fuzzy inferenčný systém rozhoduje o funkčnosti zdroja výkonu. Na obr. 8 vidieť premenu vyjadrujúcu funkciu určenia funkčnosti zdroja výkonu. Každý jeden vstupný a výstupný signál má minimálne dve funkcie príslušnosti (MF – Membership Function), pomocou ktorých sa fuzzy inferenčný systém rozhoduje o správnosti príslušného zdroja výkonu.



Obr. 8: Fuzzy (MF) - Vstupná charakteristika

Obr. 8 zobrazuje vstupné signály do fuzzy inferenčného systému, kde požadovaný výkon predstavuje od pilota nastavenie výkonu na vysielačke v percentách od 0% (NB-Negative Big) - 100% (PB–Positive Big). Vstupný signál vertikálna rýchlosť predstavuje informáciu o vertikálnej rýchlosti, ktorá je získaná z variometra počas letu. Vertikálna rýchlosť sa vyjadruje od -6000ft/min (NB) a + 6000ft/min (PB). Ďalším vstupným signálom je rýchlosť, ktorá sa meria od 0km/h (NB) – 120km/h (PB), avšak končí v rozsahu 200km/h. Vstupný signál skutočná rýchlosť je získaný údaj z UAV, ktorý prezentuje reálny výkon letúna v percentách od 0% (NB) – 100% (PB).

		Vstup	Výstup		
Č.	Požadovaný Výkon	Vertikálna rýchlosť	Rýchlosť	Skutočný výkon	Varovanie (negativ -bez aktivácie) Varovanie (pozitiv - aktivácia)
1.	В	NONE	NONE	S	PB
2.	В	NB	В	S	NB
3.	В	PB	S	S	NB
4.	S	NONE	NONE	В	NB
5.	S	NB	S	S	PB
6.	S	Z	S	S	PB
7.	S	PB	S	S	PB
8.	S	NB	В	S	PB
9.	S	Z	В	S	PB
10.	S	PB	В	S	NB
11.	S	NB	S	В	NB
12.	S	PB	S	В	PB
13.	S	PB	В	В	NB

14.	S	Z	В	В	PB
15.	S	PB	В	В	PB
16.	В	NB	S	S	PB
17.	В	Z	S	S	NB
18.	В	Z	В	S	PB
19.	В	PB	В	S	PB
20.	В	PB	S	В	PB
21.	В	Z	S	В	NB
22.	В	NB	В	В	NB
23.	В	Z	В	В	NB
24.	В	PB	S	В	NB

Tab. 1: Fuzzy rozhodovanie podľa určených pravidiel

Kde:

S – Small	P-Positive
Z – Zero	N - Negative
B-Big	Rozhodovanie [0 1]

Tab. 1 prezentuje interakciu medzi jednotlivými pravidlami a vstupnými signálmi, ktorého výsledkom je určenie hodnoty pre funkčnosť zdroja výkonu. Pre vytvorenie takejto interakcie je potreba navrhnúť správne pravidlá a určiť spoluprácu medzi všetkými (MF). Pri situácií nezapísaného pravidla by fuzzy inferenčný systém nebol schopný priradiť príslušnú hodnotu k danej situácií. Pravidlá sú navrhnuté pre zvolené situačné rámce. Počas rozhodovania sa aktivácia upozornenia zapne pri celkovej hodnote nad 0,5 podľa fuzzy inferenčného systému.



Obr.9: Fuzzy (MF) – Výstupná charakteristika zdroja výkonu

4 Návrh systému riadenia

Návrh určenia zručnosti pilota priamo súvisí s bezpečnosťou a stanovením schopnosti manévrovať s malým UAV. Po klasifikovaní zvolených situačných rámcoch a zistení situačných stavoch UAV návrh fuzzy inferenčného systému by mal byť schopný začať klasifikovať zručnosť pilota, ktorého výstup je rozdelený na štyri časti. Jednotlivé časti sú stanovené v percentuálnych hodnotách, kde 100 % je určenie zvládnutia manévru a 0 % vyjadruje nízku úroveň zručnosti pilota.



Obr. 10: Fuzzy rozhodovanie zručnosti pilota

Koncept navrhovaného systému zameraného na riadenie malého UAV vo zvolených situačných rámcoch, by predstavoval systém, ktorého schopnosť je zvýšiť bezpečnosť letu. Systém kladie dôraz na bezpečnosť a stabilitu UAV, ale i na let kritických situačných stavoch. Okrem identifikovania poruchy výkonu by bol systém schopný prevziať kontrolu nad riadením. To by sa uplatňovalo, ak by hodnota zručnosti pilota bola nižšia ako 25 %. Klasifikátor riadenia by vyhodnotil túto situáciu za kritickú a vykonal by zásah do riadenia automaticky. Takto navrhnutý systém je schopný riešiť i stratégie riadenia kritických situačných stavoch malého UAV, a prevzal by kontrolu nad riadením.

5 Záver

Analýza riadenia realizovaná podľa parametrov optimalizácie a stabilizácie riadenia, i zásahu pilotáže do riadenia, v závislosti od zručnosti pilota malých bezposádkových letúnov v jednotlivých zvolených situačných rámcoch, popísaných v článku, ukazuje schopnosť simulovať základné situačné stavy. Zvolené situačné stavy sú prezentované i v kritických situáciách. Článok pojednáva o komplexnosti riadenia UAV v spojení so stabilizáciou letu v simulačnom prostredí. Prezentovaný návrh systému riadenia rieši i stratégiu riadenia jednotlivých situačných stavov v kritických situáciách (kontinuálna strata výkonu, porucha napájania) práve zásahom pilotáže do riadenia s cieľom zabezpečenia aktívnej a stabilnej činnosti letúna. Experimentálne overenie vysvetľuje správanie sa UAV počas kritických situácií v simulačnom prostredí, ktoré pomáha poznať riaditeľnosť a stabilitu reálneho UAV. Navrhnutý systém riadenia má využitie vo verifikácií a testovaní letových dát či pokročilých algoritmov v letových situačných rámcoch, ktoré je následne možné implementovať do reálneho malého UAV s pevnými nosnými plochami.

Predmetom ďalších štúdií by bolo možné overiť schopnosť matematického modelu v situačnej dekompozícií, ktorá by predstavovala automatizáciu a integráciu v riadení. Integrovaný systém automatického riadenia by integroval riadenie motora a letovej trajektórie v kritických situačných stavoch UAV pre jednotlivé situačné triedy.

Literatúra

- PANAGIOUTOU, P., YAKINTHOS, K., "Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs", Greece, Laboratory of Fluid Mechanics and Turbomachinery, Dept. of Mechanical Engineering, Aristotle University of Thessaloniki, Aerospace Science Technology 99 (2020), Article 105575, <u>https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105575</u>
- [2] SAEED, S., YOUNES, B., CAI, C., CAI, G., "A survey of hybrid unmanned aerial vehicles", Progress in Aerospace Sciences, Volume 98 (2018), pp. 91-105,tim
- [3] AN, B., WANG, B., FAN, H., LIU, L., HU, H., WANG, Y., "Fully distributed prescribed performance formation control for UAVs with unknown maneuver of leader", China, National Key Laboratory of Science and Technology on Multispectral Information Processing, School of Artificial Intelligence and Autmation, Huazhong University of Science and Technology, WuHan, 430074, China, Elsevier, Aerospace Science and Technolohy, 23 September 2022, <u>https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107886</u>
- [4] YAN, D., ZHANG, W., CHEN, Z., SHI, J., "Robust control strategy for multi-UAVs system using MPC combined with Kalman-consensus filter and disturbance observer", China, Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, China,

Elsevier, ISA Transaction, 18 September 2022, https://doi.org/10.1016/j.isatra.2022.09.021

- [5] D. Mrna, B. Badánik, A. Novák, "Internet of Things as an Optimization Tool for Smart Airport Concept", 2021, European Transport, Issue 82, paper no. 6, ISSN 1825-3997, <u>https://doi.org/10.48295/ET.2021.82.6</u>
- [6] WU, J., WANG, H., LIU, Y., ZHANG, M., WU, T., "Learning-based fixed-wing UAV reactive maneuver control for obstacle avoidance, Aerospace Science and Technology", Volume 126, July 2022, Article 107623, https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107623
- [7] RAWEA,A, UROOJ, S., "Design of Fuzzy Logic Controller to Drive Autopilot Altitude in Landing Phase", Emerging Ict for Bridging the Future, vol. 2, 2015, volume 38, pp.: 111-117,DOI10.1007/978-3-319-13731-5_13, https://www.webofscience.com/wos/woscc/full-record/WOS:000357480800013
- [8] KIM, H.S., LEE, K., JOO, Y.H., "Decentralized sampled-data fuzzy controller design for a VTOL UAV", Journal of the Franklin Institute, Volume 358, Issue 3, February 2021, pages 1888-1914, <u>https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2020.12.025</u>
- [9] CHUNG, P. H., MA, Der-M.,SHIAU, Jaw-K., "Design, Manufacturing, and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV", Applied Sciences, 2019, 9(15), 3043, https://doi.org/10.3390/app9153043.
- [10] INSAROV, W.V., SEBRIAKOV, G.G., TIHONOVA, S.V., DRONSKY, S.A., "Autonomous Unmanned Aerial Vehicles Control System Intellectualization", FGUP, State Research Institute of Aviation Systems, Russia, Procedia Computer Science, Volume 150, 2019, Pages 376-380, <u>https://doi.org/10.1016/j.procs.2019.02.066</u>

Pod'akovanie

Tento konferenčný príspevok vznikol vďaka podpore v rámci Operačného programu Integrovaná infraštruktúra pre projekt Mobilný monitorovací systém pre ochranu izolovaných a rizikových skupín obyvateľstva pred šírením vírusových ochorení, kód ITMS 313011AUP1, spolufinancovaný zo zdrojov Európskeho fondu regionálneho rozvoja.

Simulátor autopilota s využitím konceptu Processor-In-the-Loop Autopilot simulator using the Processor-In-the-Loop concept

Ladislav KOPEČNÝ, Jakub HNIDKA, Josef BAJER Pracoviště: Katedra letecké techniky, Univerzita obrany, Brno, email: ladislav.kopecny@unob.cz

Abstrakt: Tento článek je věnován současným možnostem simulačních nástrojů při vývoji řídicích systémů vzdušných prostředků. V úvodní části je popsáno základní rozdělení simulačních metod MIL, SIL, PIL a HIL. Dále je v práci navržen řetězec simulace vzdušného prostředku, popis jednotlivých článků s rozborem výhod a nevýhod takového řešení. Tento přístup je demonstrován na uživatelském řešení autopilota v kombinaci se simulátorem X-Plane 11.

Klíčová slova: simulace, autopilot, processor in the loop

Abstract: This paper is devoted to the current capabilities of simulation tools in the development of aerial vehicle control systems. In the introductory part, the basic division of MIL, SIL, PIL and HIL simulation methods is described. Then, the paper proposes an aerial vehicle simulation chain, describing each link with an analysis of the advantages and disadvantages of such a solution. This approach is demonstrated on a user solution of an autopilot combined with the X-Plane 11 simulator.

Keywords: Simulation, autopilot, processor in the loop

1 Úvod

Při vývoji řídicích systémů letadel je nezbytnou součástí vývoje také testování jejich vlastností a chování. Potřeba testování je obecně nutná při vývoji jakéhokoli zařízení, ovšem v případě leteckých systémů je situace oproti jiným aplikacím komplikovanější, jelikož hrozí pád letadla nebo létajícího prostředku, a tím i potenciální destrukce, nebo vznik jiných škod.

S rozvojem výpočetní techniky se dostávají do rukou vývojářů stále dokonalejší simulační nástroje pro modelování zařízení včetně vlivu okolí. Tyto nástroje urychlují a současně zlevňují vývoj zařízení. Simulace umožní vývojáři otestovat řízení letadla bez rizika zničení letadla spojeného s ekonomickými a časovými ztrátami. Vývojář rovněž nemusí řešit legislativní procedury, které jsou s provedením testovacích letů spojené. V praxi existuje několik přístupů, jak simulace řídicích systémů letadel realizovat. Simulace probíhá v páru autopilot – simulátor

letadla. V [1]-[3] byl pro realizaci autopilota použit Matlab/Simulink, přičemž simulačním prostředím byl simulátor X-Plane. V článku [4] byl jako simulátor rovněž použit X-Plane, avšak s vlastním autopilotem běžícím na Raspberry Pi 3. Na webových stránkách [5] a [6] jsou popsány simulace, kde v obou případech je autopilotem PX4 a simulačním prostředím je ROS 2, resp. jMAVSim. Vývojářský tým ArduPilot nabízí software pro autopilota [7], který umožňuje simulaci proti letovým simulátorům. Ačkoli simulace nemůže plnohodnotně nahradit reálný model, má velký přínos v odstraňování sémantických chyb v kódu vyvíjeného softwaru. V této práci je demonstrován způsob provedení simulace autopilota s využitím modelu bezpilotního létajícího prostředku Embention F300. Jedná se o bezpilotní prostředek s pevnými nosnými plochami s rozpětím 3,5 m, pohonem tvořeným pístovým motorem s tlačnou vrtulí a maximální vzletovou rychlostí MTOW = 25 kg. Použitý autopilot je vlastním řešením implementovaným v jazyce Python na vývojové platformě Raspberry Pi 4.

2 Druhy simulací řídicích systémů

S narůstajícím trendem používání simulací pro vývoj zařízení vyvstala potřeba tyto simulace třídit. Dělení simulací není zcela jednotné a hranice mezi jednotlivými třídami nejsou ostře vymezené. Tato práce vychází z rozdělení podle [8] na MIL (Model in the loop), SIL (Software in the loop), PIL (Processor in the loop) a HIL (Hardware in the loop), a to podle míry podobnosti řídicí jednotky vzhledem ke konečnému produktu a jeho připojení k řízenému procesu. Oba tyto bloky, jak řídicí jednotka (v našem případě autopilot), tak řízený systém (v našem případě X-Plane 11) běží ve smyčce, tj. výstupy řízeného procesu tvoří vstupy řídicí jednotky a naopak.

- MIL řízený proces i řídicí software jsou simulovány v jednom vývojovém prostředí, hodnoty jsou předávány pomocí vnitřních proměnných daného prostředí. Cílem této simulace je ověřit schopnost navrženého řídicího softwaru řídit zadaný proces.
- SIL simulace řízeného procesu zůstává stejná jako v případě MIL, řídicí software je přepsán do cílového programovacího jazyka. Tento jazyk bývá zpravidla jiný než jazyk pro simulaci řízeného procesu. Je proto třeba zajistit výměnu dat jiným způsobem, např. pomocí UDP (User Datagram Protocol), nebo sdíleným paměťovým prostorem. Cílem této simulace je ověřit přenositelnost řídicího softwaru do cílového programovacího jazyka.

- PIL simulace řízeného procesu zůstává stejná jako v případě MIL, řídicí software běží na cílovém, zpravidla embedded, zařízení. Cílem této simulace je ověřit přenositelnost řídicího softwaru do cílového hardwaru.
- HIL simulace řízeného procesu běží na platformě, která je k řídicímu zařízení připojena pomocí cílových hardwarových připojení, např. analogových I/O, komunikačních rozhraní apod. Cílem této simulace je ověřit správnou funkčnost I/O rozhraní a komunikačních kanálů. V Tab. 1 jsou graficky znázorněny rozdíly mezi jednotlivými simulacemi.



Tab. 1.: Přehledová tabulka rozdělení simulací na MIL, SIL, PIL a HIL

3 Navržený simulátor

Simulátor popsaný v tomto článku byl realizován jako PIL. Řídicí software běží na cílovém embedded zařízení, ovšem bez hardwarově simulovaných I/O a komunikačních rozhraní. Simulačním prostředím je simulátor X-Plane.

3.1 Simulační platforma

Pro realizaci simulační platformy byl použit vývojový prostředek Raspberry Pi 4. Jedná se o výpočetní jednotku, která se používá v on-the-edge aplikacích. Je vybavena čtyřjádrovým procesorem ARM. Je určena pro operační systém Linux s grafickým rozhraním, ale v realizované aplikaci byla použita bez grafického rozhraní z důvodu ušetření výpočetního výkonu. Uživatelská aplikace je psaná v programovacím jazyce Python. Jazyk Python je otevřený programovací jazyk s velkou programátorskou komunitou, díky které je dostupné velké množství knihoven, což urychluje vývoj aplikací. Jazyk Python podporuje mj. OOP (Objektově Orientované Programování) a vlákna. Obě tyto programátorské techniky jsou využity ve výsledné aplikaci. Jako vývojové prostředí bylo zvoleno Visual Studio Code. Tento nástroj umožňuje vyvíjet aplikaci na vzdáleném hardwaru pomocí SSH (Secure SHell) protokolu. Vývojové prostředí běží na osobním počítači, ze kterého je editován zdrojový soubor na koncové výpočetní jednotce, v tomto případě Rasberry Pi 4. Tento přístup umožňuje provozovat na Raspberry Pi 4 operační systém bez grafického rozhraní. Další výhoda tohoto přístupu je, že až bude v budoucnu výpočetní jednotka Raspberry Pi 4 umístěna na skutečném řízeném procesu, tak při nutnosti upravit kód nebude potřeba se k jednotce připojovat pevným kabelem. Výpočetní jednotka Raspberry Pi 4 byla zvolena také proto, že umožňuje připojení HAT (Hardware Attached on Top) Navio 2. Tento HAT je vybaven senzory pro autopilota. V této aplikaci nebyly tyto senzory použity, ale je třeba brát je v úvahu vzhledem k budoucímu použití na skutečném řízeném procesu, v tomto případě letounu.

3.2 Simulátor

X-Plane 11 je letecký simulátor, který nabízí přiměřeně realistické letové podmínky, a to včetně počasí. V porovnání s jinými leteckými simulátory, např. Microsoft Flight Simulator, nemá tak dobré grafické zpracování, ale pro účely zkoušek vlastního autopilota je dostačující. X-Plane 11 je otevřený systém, tj. nabízí ovládání z uživatelského softwaru. Umožňuje synchronní posílání dat, tj. periodicky posílá uživatelem předem označená dat. Dále posílá data na žádost a rovněž přijímá povely. Komunikace probíhá prostřednictvím UDP protokolu nebo po sériové lince. V tomto případě byl využit UDP protokol. X-Plane 11 umožňuje rychlost UDP

komunikace až 99 paketů/s. V této práci byla použita rychlost 20 paketů/s. Autoři simulátoru X-Plane poskytují dokumentaci [9], přičemž pro naprogramování UDP komunikace byl využit přístup dle [10]. Při přechodu na simulaci HIL, případně na reálný provoz je třeba tuto změnu zohlednit. Lze očekávat, že rychlost sběru dat z reálných senzorů bude rychlejší. Navíc každý senzor bude mít svou vlastní rychlost a bude potřeba senzory synchronizovat.

4 Realizace

Pro realizaci celého simulačního procesu byly zvoleny tři výpočetní jednotky. Letecký simulátor je provozován na jednom PC, autopilot na platformě Raspberry Pi 4 a pozemní stanice na druhém PC. Letový simulátor přijímá povely od autopilota a zpět odesílá autopilotu stavové veličiny letu. Autopilot přijímá manuální povely od pozemní stanice, kterými se ovládá automatická sekvence autopilotu. Automatická sekvence odesílá povely (start motoru, odbrzdi) a hodnoty akčních veličin (tah, náklon aerodynamických ploch) do simulátoru. Ze simulátoru přijímá stavové veličiny letu a přeposílá je do pozemní stanice pro zobrazení. Výsledná architektura systému je uvedena na Obr. 1.



Obr. 1: Struktura hardwaru a komunikací

4.1 Struktura softwarového kódu

Let letadla se skládá z jednotlivých fází letu, které na sebe navazují. Je vhodné, aby bylo možno v průběhu letu tyto fáze měnit, rušit, případně vkládat fáze nové. Aby bylo možno tyto funkce jednoduše naprogramovat, je použita programovací technika, která zpřehlední softwarový kód. V této práci bylo pro tento účel použito objektově orientované programování (OOP). OOP [11] je založeno na třech pilířích: dědičnost, zapouzdření a polymorfizmus. V kódu byl vytvořen rodičovský objekt phase, který pokrývá všechny vlastnosti a metody společné pro všechny fáze. Pomocí mechanizmu dědičnosti byly z tohoto objektu odvozeny konkrétní fáze, jmenovitě:

- preflight kontrola stroje před letem,
- take off start motoru, odbrzdění, rozjezd na vzletovou rychlost,
- climb vzlet, vystoupání na letovou rychlost,
- cruise vodorovný let ve zvolené letové hladině.

Tyto zděděné objekty jsou doplněny vlastnostmi a metodami určenými pouze pro daný objekt. Tato konstrukce díky mechanizmu polymorfizmu umožňuje vytvořit pole typu phase, do kterého jsou vkládány, měněny nebo odjímány objekty podle potřeby i během letu. Softwarová struktura je doplněna objektem transitions, který zprostředkovává výměnu potřebných informací mezi jednotlivými fázemi, a objektem inputs pro zpracování informací ze senzorů. Celá struktura je znázorněna na Obr. 2, kde je naznačena fáze take off jako aktivní fáze letu.



Obr. 2: Struktura softwaru s vyznačenou aktivní fází letu.

4.2 Testování

Hardware byl zapojen podle Obr. 1. V X-Plane 11 bylo nastaveno testovací letiště LKTB (Brno Tuřany). Jako letoun byl zvolen bezpilotní prostředek Embention F300. Indikovaná vzdušná rychlost (IAS) byla nastavena na 24 m/s. Výška nad zemí (AGL) byla zvolena 200m, což odpovídá průměrné výšce nad mořem (MSL) 440 m. Během testování postupně probíhaly všechny čtyři navržené fáze letu – preflight, take off, climb a cruise. Důraz byl kladen především na správné přepínání mezi jednotlivými fázemi letu. Během zkoušky byly zaznamenány telemetrické údaje. Na Obr. 3 jsou zobrazeny ukázkové časové průběhy nadmořské výšky MSL a rychlosti IAS v průběhu simulovaného letu bezpilotního prostředku.



Obr. 3: Průběhy výšky a rychlosti bezpilotního prostředku během simulovaného letu.

6 Závěr

Tento článek byl zaměřen na návrh a realizaci simulátoru koncipovaného jako PIL řešení. V úvodní části článku byly popsány různé kategorie simulací MIL, SIL, PIL a HIL včetně jejich určení. V další části bylo popsáno navržené a realizované řešení, kde autopilot, jakožto řídicí systém letadla, byl vytvořen na vývojové platformě Raspberry Pi 4, zatímco simulačním nástrojem byl simulátor X-Plane 11. Pro volbu výpočetního prostředku Raspberry Pi 4 mluví malá velikost (hmotnost), dostatečný výpočetní výkon zajištěný čtyřjádrovým procesorem ARM, možnost potřebného hardwarového rozšíření pro potřeby autopilota, vhodné softwarové vybavení včetně možnosti vzdáleného programování. Vhodnost platformy X-Plane 11 je dána především otevřeným standardem, dále přesností simulace včetně počasí, rychlostí komunikace prostřednictvím protokolu UDP a také cenovou dostupností. V poslední kapitole je popsána realizace autopilotu. Ta sestává z hardwarové struktury včetně komunikací a ze struktury softwarového kódu. Realizace byla zakončena testováním funkčnosti autopilota. Realizovaný simulátor má vysokou přidanou hodnotu pro vývoj pokročilých metod a hledání nových přístupů při vývoji řídicích systémů letadel.

Literatura

- BITTAR, A., FIGUEREIDO, H. V., GUIMARAES, P. A., MENDES, A. C.: Guidance Software-in-The-Loop Simulation Using X-Plane and Simulink for UAVs. Orlando, ICUAS, 2014.
- [2] RIBEIRO, L. R., OLIVEIRA, N. M.: UAV Autopilot Controllers Test Platform Using Matlab/Simulink and X-Plane. Washington, ASEE/IEEE, 2010.
- [3] FIGUEREIDO, H. V., SAOTOME, O.: Simulation Platform for Quadticopter: Using Matlab/Simulink and X-Plane. Fortaleza, SBR-LARS, 2012.
- [4] YALCIN, M. K., ERSOY, E.: Designing Autopilot Systém for Fixed-Wing Flight Mode of a Tilt-Rotor UAV in a Virtual Environment: X-Plane. Osmaniye, IAR&EC, 2017.
- [5] THE MATHWORKS, INC.: Control a Simulated UAV Using ROS 2 and PX4 Bridge. https://www.mathworks.com/help/uav/ug/control-simulated-uav-using-ros2-px4bridge.html.
- [6] THE MATHWORKS, INC.: PX4 in Hardware-in-the-Loop (HITL) Simulation with jMAVSim Simulator. https://www.mathworks.com/help/supportpkg/px4/ref/qgc-hitl-example.html.
- [7] ARDUPILOT: Simulation. https://ardupilot.org/dev/docs/simulation-2.html.
- [8] THE MATHWORKS, INC.: What are MIL, SIL, PIL, and HIL, and how do they integrate with the Model-Based Design approach? https://www.mathworks.com/matlabcentral/answers/440277-what-are-mil-sil-pil-andhil-and-how-do-they-integrate-with-the-model-based-design-approach.
- [9] XPLANE: Data Set Output Table. https://www.x-plane.com/kb/data-set-output-table/.
- [10] MAKOFSKE, D. B., DONAHOO, M. J., CALVERT, K. L.: TCP/IP Sockets in C#: Practical Guide for Programmers. San Fancisco, Elsevier, 2004, 175 stran.
- [11] PECINOVSKÝ, R.: Python: Kompletní příručka jazyka, část C. Praha, Grada Publishing, 2020, 477 stran.

Dedikace

Tento článek byl zpracován za podpory specifického výzkumu "Implementace moderních technologií v avionických systémech" a dlouhodobého záměru rozvoje organizace "Vedení operací ve vzdušném prostoru - AIROPS".

Relaxačný magnetometer využívajúci relaxáciu na digitálnom optočlene

Relax-type Magnetometer Utilizing Relaxation on Digital Optocoupler

Pavol Lipovský

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Slovenská republika, email: pavol.lipovsky@tuke.sk,

Martin Fil'ko

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Slovenská republika,

email: martin.filko@tuke.sk,

Zoltán Szőke

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Slovenská republika, email: zoltan.szoke@tuke.sk,

Patrik Kašper

Pracoviště: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Slovenská republika,

email: patrik.kasper@tuke.sk,

Miroslav Šmelko

Pracoviště: EDIS vvd., Košice, Slovenská republika,

email: edis@edis-vvd.sk

Abstrakt: Relaxačný magnetometer patrí do rodiny fluxgate magnetometerov, ktoré využívajú periodickú saturáciu feromagnetického jadra senzora magnetického poľa. Vyhodnocovanie merania magnetického poľa v relaxačnom magnetometri prebieha na základe merania doby trvania prechodových javov po ukončení budiaceho prúdového pulzu. Článok prezentuje vyvíjanú koncepciu relaxačného magnetometra, ktorá využíva priamu relaxáciu snímacieho vinutia na digitálnom optočlene a dosiahnuté výsledky z testovacích meraní. Výsledky dosiahnuté na modifikovanej elektronike, ktorá je jednoduchšia a lacnejšia, poukazujú na dosiahnuteľnú citlivosť lepšiu ako 5 nT/LSB pri spektrálnej hustote šumu lepšej ako 800 pT/ \sqrt{Hz} @ 10 Hz v meracom rozsahu $\pm 80 \ \mu T$ a vzorkovacej frekvencii 1000 Hz. Uvedené parametre sú dostatočné na použitie v rôznych priemyselných aplikáciách ako monitorovanie magnetických polí pre účely technickej diagnostiky a čistoty, detekcia feromagnetických objektov a navigačné úlohy.

Klíčová slova: relaxačný magnetometer, senzor magnetického poľa, digitálny optočlen

Abstract: The Relax-type magnetometer belongs to the fluxgate magnetometers family that utilizes a periodical saturation of a ferromagnetic core in the magnetic field sensor. Evaluation of magnetic field is in the relax-type magnetometer performed based on the measurement of transient effect duration after the excitation current pulse has finished. The paper presents a developed concept of the relax-type magnetometer that utilizes direct relaxation on a digital optocoupler and achieved test measurement results. The results achieved on modified electronics that is simpler and cheaper have shown achievable sensitivity of 5 nT/LSB with the noise spectral density of 800 pT/ \sqrt{Hz} @ 10 Hz in the measurement range of ±80 μ T and sampling frequency of 1000 Hz. These parameters are sufficient for numerous different industrial applications like monitoring of a magnetic field for the technical diagnostics and cleanliness, detection of ferromagnetic objects, and navigation purposes.

Keywords: relax-type magnetometer, magnetic sensor, digital optocoupler

1 Úvod

Vektorový relaxačný magnetometer VEMA patrí do rodiny fluxgate magnetometrov. V porovnaní s klasickým riešením však nepracuje s harmonickými signálmi odvodenými od budiacej frekvencie [1], ale s prevodom merania magnetického poľa na meranie času. Tento magnetometer je unikátnym riešením vyvinutým v spolupráci Leteckej fakulty Technickej univerzity v Košiciach (LF TUKE) s firmou EDIS vvd. v Košiciach. Jeho optimalizácia, alternatívne riešenia elektroniky a aplikačné použitie sa postupne počas posledných rokov stali predmetom niekoľkých výskumných projektov.

Aplikačne našiel tento magnetometer uplatnenie nielen pri riešení navigačných úloh a detekcii narušenia priestoru [2], ale aj pri detekcii feromagnetických objektov na dopravníkových pásoch [3] v uhoľných baniach, experimentoch v bezkontaktnej diagnostike pomalobežných elektromechanických systémov [4] alebo mapovaní magnetických polí na účely nedeštruktívnej diagnostiky [5] alebo technickej čistoty v interiéri s využitím UAV [6]. Ako kontrolný prístroj bol magnetometer VEMA použitý aj pri kalibráciách satelitov triedy CubeSat skCUBE [7] a GRBAlpha.

V rámci jednej z vetiev vývoja magnetometra VEMA na pracovisku Katedry leteckej technickej prípravy prebieha snaha zjednodušiť elektroniku magnetometra a zároveň čo najmenej degradovať citlivostné a šumové parametere.

2 Funkčný princíp

Keďže magnetometer VEMA patrí do rodiny fluxgate magnetometrov, jeho funkčný princíp je taktiež založený na využití tzv. hradlovania magnetického toku na nelineárnej magnetizačnej charakteristiky feromagnetického jadra senzora [1,8,9]. V relaxačnom magnetometri prebieha meranie magnetického poľa s využitím konverzie na meranie času, presnejšie rozdielu časových intervalov trvania prechodových dejov po doznení pravouhlých budiacich pulzov. Meranie týchto intervalov je pomerne jednoduché, je možné využiť mikrokontroléry, programovateľné logické obvody, dedikované čítače prípadne iné obvody. Z pohľadu efektivity použitia a potreby simultánnych, nie multiplexovaných meraní, sú v súčasnosti v elektronike magnetometra VEMA používané programovateľné logické obvody typu CPLD (Complex Programmable Logic Device) alebo FPGA (Field Programmable Gate Array) v kombinácii s mikrokontrolérom.

Typický senzor relaxačného magnetometra VEMA je tvorený dvomi koncentrickými cievkami, budiacou a snímacou, kde v pozdĺžnej osi je umiestnené jadro z magneticky mäkkého materiálu s vysokou hodnotou relatívnej permeability (Obr. 1). Jadro štandardne pozostáva z niekoľkých pásikov materiálov VITROVAC VAC6025 alebo VAC6030 (Obr. 2), no boli a sú testované aj iné materiály [10]. Pomer počtu závitov budiaceho a snímacieho vinutia je štandardne 2:1.



Obr. 1: Schematické znázornenie senzora magnetometra VEMA

Relaxačný magnetometer so senzorom s amorfnou páskou využíva prerušované periodické saturovanie jadra senzora, čím sa mení stav magnetickej energie jadra. Tieto zmeny zo stavu technickej saturácie, vyvolanej krátkym prúdovým impulzom v budiacom vinutí, do stavu daného externým magnetickým poľom, na energiu v záťaži snímacieho vinutia ferosondy sú zdrojom meraných signálov.



Obr. 2: Namerané charakteristiky materiálov VAC6025 a VAC6030

Relaxačný princíp snímania magnetického poľa v magnetometri VEMA (Obr. 3) využíva konverziu merania magnetického poľa na meranie rozdielu časových intervalov relaxácie akumulovanej energie v jadre senzora do pripojenej záťaže. Vzhľadom na konštrukciu je možné použiť odporovú aj kapacitnú záťaž, avšak doteraz najlepšie výsledky boli dosiahnuté s parametrickou záťažou v podobe dvoch antiparalelne zapojených diód.



Obr. 3: Relaxačný princíp snímania magnetického poľa v magnetometri VEMA

Amorfný materiál (jadro senzora) magnetometra je vybudený do kladnej saturácie, po ktorej nastáva koniec budiaceho impulzu a začiatok prechodového javu. Na konci relaxačnej doby t_r^+ dôjde k poklesu poľa na hodnotu meraného externého magnetického poľa B_{ex} . Budenie sa potom s odstupom opäť opakuje, ale do opačnej polarity – nastáva záporná saturácia jadra. Relaxácia zo zápornej saturácie na hodnotu B_{ex} sa deje počas intervalu t_r^- . Rozdiel medzi týmito časovými intervalmi nesie priamo informáciu o hodnote meraného poľa B_{ex} . Teda presnosť merania magnetického poľa je primárne definovaná presnosť ou merania času.

Pre zjednodušený lineárny model jadra platí, že čerpateľná energia je daná z jednej strany konštantnou hodnotou energie jadra senzora v technickom nasýtení B_S a z druhej strany variabilnou hodnotou energie jadra lineárne závislej na externom poli. Pri pôsobení externého (meraného) magnetického poľa B_{ex} , menšom ako je saturačné pole senzora, platí pre energiu ΔW :

$$\Delta W = \frac{V\mu_{ef}}{2\mu_0} \left(\frac{B_S}{\mu_{ef}} - B_{ex}\right)^2 \tag{1}$$

kde V je objem feromagentického jadra a efektívna permeabilita jadra μ_{ef} je definovaná:

$$\mu_{ef} = \frac{\mu_r}{1 + N(\mu_r - 1)} \tag{2}$$

kde N je činiteľ demagnetizácie a μ_r je relatívna permeabilita materiálu. Energia ΔW je prostredníctvom snímacieho vinutia využitá na premenu magnetickej energie na elektrickú. t_0 je čas ukončenia budiaceho impulzu, a teda pre začiatok čerpania akumulovanej magnetickej energie, ktoré začína v čase t_0 platí:

$$A_e = \int_{t_0}^{\infty} (ui)dt \tag{3}$$

Výkon *ui* je daný okamžitými hodnotami prúdu tečúceho vinutím a napätím na ňom. Charakter časového priebehu výkonu je daný charakterom použitej záťaže. Energetická účinnosť tejto konverzie je dostatočná na to, aby bolo ďalšie spracovanie signálu možné aj bez veľkého zosilňovania používaného v iných typoch magnetometrov.

Práca konaná do záťaže snímacieho vinutia senzora, je daná magnetickým poľom pri prechode jadra senzora zo saturácie na úroveň externého (meraného) poľa. Prúd I_0 tečúci snímacím vinutím senzora bezprostredne po ukončení budiaceho impulzu je základnou sprostredkovanou veličinou vybudených prechodových dejov. Ak zanedbáme krátky prechodový pokles prúdu, je veličinou nezávislou od charakteru záťaže snímacieho vinutia (okrem stavu naprázdno). Energia akumulovaná v jadre je potom rovná energii senzora:

$$\Delta W = \frac{1}{2} L I_0^2 \tag{4}$$

Pre počiatočný prúd potom platí:

$$I_0 = \frac{l}{n\mu_0} \left(\frac{B_S}{\mu_{ef}} - B_{ex} \right) \tag{5}$$

kde *n* je počet závitov snímacieho vinutia senzora a *l* je dĺžka senzora. Ak je jadro lineárne saturovateľné, prúd I_0 je na magnetickom poli lineárne závislý a je primárnym nositeľom informácie o jeho veľkosti.

Za predpokladu začiatku relaxačnej doby v čase ideálne rýchlej klesajúcej hrany budiaceho impulzu sa magnetická indukcia jadra postupne mení zo saturácie vynútenej budiacim prúdom do úrovne danej externým (meraným) magnetickým poľom. Keďže snímacie vinutie predstavuje indukčnosť, na svorkách vinutia dochádza k merateľným prechodovým javom. Merateľné signály dané prechodovými javmi je možné využiť niekoľkými základnými

spôsobmi:

- doba trvania prechodového deja prevod na čas,
- vzorkovanie na záťaži,
- akumulácia napätia na záťaži.

V praxi sa zatiaľ najviac osvedčila relaxácia na polovodičovej dióde, pretože na odporovej záťaži vzniká nelineárny priebeh a na kapacitnej záťaži oscilácie. Toto riešenie je jednoduché, slúži ako kvalitný prevodník meranej informácie na časový interval, generovanie signálu podobnému pulzne-šírkovej modulácii. Pre ideálnu diódovú záťaž s prahovým napätím U_T ak $i_D > 0$, platí:

$$i_D = I_0 - \frac{U_T}{L}t, \quad u_D = U_T \tag{6}$$

Pre relaxačný čas tr, na základe lineárneho modelu so zanedbaním odporu, potom platí:

$$t_r = NS(B_s - \mu_{ef}B_{ex})/U_T \tag{7}$$

kde S je plocha prierezu jadra.

3

Magnetometer je vyvíjaný ako modulárny systém, ktorý pozostáva z budiaceho modulu, snímacieho modulu, modulu primárneho spracovania signálov a modulu sekundárneho spracovania signálov. Toto riešenie dovoľuje používať klasické senzory ako v predošlých verziách magnetometera VEMA, no zároveň dovoľuje testovať aj nové senzory, resp. princípy snímania magnetických polí.

Schematické znázornenie budenia a antiparalelnej diódovej záťaže v relaxačnom magnetometri s priamou relaxáciou na digitálnom optočlene je znázornené na Obr. 4 vľavo. V tomto prípade sú teda namiesto Schottkyho diód a ďalších elektronických obvodov štandardne používaných v magnetometroch VEMA ako relaxačné diódy využité priamo diódy digitálneho optočlena. Zároveň dochádza ku konverzii analógového signálu na digitálny.

Na Obr. 5 sa nachádza bloková schéma meracieho reťazca jedného kanálu relaxačného magnetometra s priamou relaxáciou na digitálnom optočlene. Relaxačný obvod pozostáva len z jedného dvojkanálového digitálneho optočlena s potrebnými pasívnymi súčiastkami. Pre generovanie riadiacich signálov ovládajúcich tranzistory plného MOSFET mostíka sú použité presne časované digitálne signály z programovateľného logického obvodu, samozrejme, privedené cez oddeľovací 4-kanálový optočlen a MOSFET budič.



Obr. 4: Schematické znázornenie realizácie (vľavo) a signálov relaxačného magnetometra s priamou relaxáciou na digitálnom optočlene (vpravo)



Obr. 5: Bloková schéma meracieho reťazca jedného kanálu relaxačného magnetometra s priamou relaxáciou na digitálnom optočlene

Výstupy optočlenov sú skombinované v programovateľnom logickom obvode cez funkciu AND a zároveň sú správne vymaskované v náväznosti na časovanie budiacich pulzov, čím v konečnom dôsledku vzniká signál podobný pulzne šírkovej modulácii (Obr. 4 vpravo).

4 Výsledky meraní

Testovacie merania boli realizované v štandardných laboratórnych podmienkach, bez špeciálneho magnetického tienenia, s využitím Helmholtzových cievok, multimetra Agilent 34410A, gnerátora Tektroniix AFG1022, zdroja GW Instek GPD-4303S. Z prístrojov a PC bolo vytvorené programovateľné meracie pracovisko. Ako programovateľný logický obvod bolo použité FPGA MAX10 od firmy Intel a mikrokontrolér s jadrom ARM Cortex-M7 bol od firmy ST Microelectronics.

Príklad statickej prevodovej charakteristiky jedného meracieho kanálu sa nachádza na Obr. 6. Frekvencia budiacich pulzov determinujúca frekvenciu vzorkovania bola nastavené na 1 kHz, budiace pulzy mali veľkosť ±40 mA a dĺžku trvania 200 μs, čítače pre meranie času boli taktované na 200 MHz. Testovaný senzor mal v jadre 8 pásikov z materiálu VAC6025 2 mm širokých a 80 mm dlhých.

Ako je možné vidieť zo statickej charakteristiky, súčet časových intervalov má v meracom rozsahu $\pm 80 \ \mu$ T takmer konštantnú hodnotu, závislosť súčtu časových intervalov je primárne daná teplotnou závislosť ou prahového napätia relaxačných diód (v tomto prípade v jednom puzdre digitálneho optočlena) a má prakticky lineárnu teplotnú závislosť.

Parametre inverznej charakteristiky sú uvedené v tabuľke 1 pričom 1 LSB zodpovedá času 5 nanosekúnd. Polynomická aproximácia bola aplikovaná len v rozsahu $\pm 80 \mu$ T, keďže v menšom rozsahu $\pm 60 \mu$ T bola linearita postačujúca.



Obr. 6: Statická prevodová charakteristika, úplné mernanie (vľavo), detail na merací rozsah s nelinearitou do 1% (vpravo)

Lineárna: ax+b									
a		b		nelinearita					
[nT/LSB]		[nT]							
3.736		-23.945		≤ 1 % FS v ±80 μ T					
				≤ 0.3 % FS v ±60 μT					
Polynomická: ax ³ +bx+c									
а	b		с	Max. chyba					
[nT/LSB ³]	[nT/LSB]		[nT]	(vrátane pozadia)					
7.352x10 ⁻¹³	3.542		-23.945	0.3 % FS v ±80 µT					

Tab. 1: Parametre aproximácií inverzných charakteristík

Lineárne spektrálne hustoty šumu určené na základe 24 hodinového merania s použitím senzora s jadrom aj bez jadra sa nachádzajú na Obr. 7. Keďže merania boli realizované v bežných laboratórnych podmienkach bez využitia špeciálnych tienení, je možné v priebehu s jadrom vidieť aj priemyselné frekvencie z elektrických rozvodov. S uvážením prevodovej konštanty z tabuľky 1, spektrálne hustoty sú 800 pT/Hz^{1/2} @ 10 Hz pre danú testovanú konfiguráciu meracieho reťazca magnetometra.



Obr. 7: Lineárne spektrálne hustoty šumu v meracích kanáloch (nejde o jadro samotné, ale kompletný merací reťazec)

Na Obr. 8 sa nachádza príklad sekundového merania magnetického poľa v okolí nulovej hodnoty po implementácii koeficientov inverznej charakteristiky a jeho spektrum. Na priebehu aj v spektre je možné pozorovať 50 Hz zložku a jej harmonickú frekvenciu 150 Hz, ktoré sú prítomné v prostredí na laboratóriu, ich zdrojom sú rozvody a okolité používané meracie prístroje.



Obr. 8: Príklad sekundového merania magnetického poľa v okolí nulovej hodnoty – priebeh (vľavo) a spektrum (vpravo)

5 Záver

Výsledky testovania relaxačného magnetometra VEMA s priamou relaxáciou na digitálnom optočlene naznačujú, že napriek zjednodušenej a lacnejšej konštrukcii sú dosiahnuteľná citlivosť a šumové parametre dostatočné pre široký rozsah aplikácií v priemysle.

Každý senzor magnetometra VEMA je voľne polohovateľný, nie je nutne viazaný v ortogonálnej sústave a tak je možné vytvoriť aj rôzne iné zoskupenia senzorov, napr. aj na gradientné merania. Relaxačný magnetometer je vzhľadom na fyzikálny princíp vhodný na použitie aj s dlhými kabelážami k senzorom, napr. z praxe otestovaných je 50 m pri pásovom dopravníku bez akýchkoľvek špeciálnych úprav meracieho reťazca.

Vzhľadom na aktuálne projekty bude ďalší vývoj relaxačných magnetometrov okrem špeciálnych geometrií a materiálov smerovať aj k využitiu tzv. bulkov magnetických mikrodrôtov, ktoré by mali potlačiť tzv. cross-axis citlivosť, ktorou trpia všetky typy vektorových magnetometrov.

Pod'akovanie

Táto práca vznikla s podporou grantových agentúr Slovenskej republiky v rámci projektov APVV-17-0184 a APVV-18-0248.

Literatúra

- [1] (ED), Pavel Ripka. Magnetic Sensors and Magnetometers. Measurement Science and Technology [online]. 2002, 13(4), 645-645 [cit. 2022-09-21]. ISSN 0957-0233. Dostupné z: doi:10.1088/0957-0233/13/4/707
- [2] ORAVEC, Milan, František HEŠKO, Zoltán SZŐKE, Miroslav ŠMELKO a Tomáš GAZDA. Magnetometry for Security Applications. In: GOONETILLEKE, Ravindra S., Shuping XIONG, Henrijs KALKIS, Zenija ROJA, Waldemar KARWOWSKI a Atsuo MURATA, ed. Advances in Physical, Social & Occupational Ergonomics [online]. Cham: Springer International Publishing, 2021, 2021-07-08, s. 236-243 [cit. 2022-09-21]. Lecture Notes in Networks and Systems. ISBN 978-3-030-80712-2. Dostupné z: doi:10.1007/978-3-030-80713-9_31
- [3] PRASLIČKA, Dušan, Josef BLAŽEK, Jozef HUDÁK, Ivan MIKITA a Václav MOUCHA. Industrial applications of magnetometry. In: Journal of Electrical Engineering, 2015, Vol. 66, No. 7s, p. 190-192. ISSN 1335-3632. Dostupné z: http://iris.elf.stuba.sk/JEEEC/data/pdf/7s 115-48.pdf
- [4] ORAVEC, Milan, Pavol LIPOVSKÝ, Miroslav ŠMELKO, Pavel ADAMČÍK, Mirosław WITOŚ a Jerzy KWAŚNIEWSKI. Low-Frequency Magnetic Fields in Diagnostics of Low-Speed Electrical and Mechanical Systems. Sustainability [online]. 2021, 13(16) [cit. 2022-09-21]. ISSN 2071-1050. Dostupné z: doi:10.3390/su13169197
- [5] ŠMELKO, Miroslav, Miroslav LAŠŠÁK, Ladislav OLEXA, Dušan PRASLIČKA, Václav MOUCHA, Josef BLAŽEK a Marek ČEŠKOVIČ. Zníženie lokálnych environmentálnych zaťažení archeologických vykopávok použitím magnetického prieskumu náleziskovej lokality. In: Bezpečné Slovensko a Európska únia : zborník

príspevkov z 5. medzinárodnej vedeckej konferencie: 10. - 11.november 2011, Košice. Košice: VŠBM, 2011, p. 517-521. ISBN 978-80-89282-65-4

- [6] LIPOVSKÝ, Pavol, Katarína DRAGANOVÁ, Jozef NOVOTŇÁK, Zoltán SZŐKE a Martin FIĽKO. Indoor Mapping of Magnetic Fields Using UAV Equipped with Fluxgate Magnetometer. Sensors [online]. 2021, 21(12) [cit. 2022-09-21]. ISSN 1424-8220. Dostupné z: doi:10.3390/s21124191
- [7] KLIMENT, Tomáš, Dušan PRASLIČKA, Pavol LIPOVSKÝ, Katarína DRAGANOVÁ a Ondrej ZÁVODSKÝ. Calibration of Magnetometer for Small Satellites Using Neural Network. Acta Physica Polonica A [online]. 2017, 131(4), 1129-1131 [cit. 2022-09-21]. ISSN 0587-4246. Dostupné z: doi:10.12693/APhysPolA.131.1129
- [8] TUMANSKI, Slawomir. Handbook of Magnetic Measurements [online]. CRC Press,
 2016 [cit. 2022-09-21]. ISBN 9780429103902. Dostupné z: doi:10.1201/b10979
- KOREPANOV, Valery a Andriy MARUSENKOV. Flux-Gate Magnetometers Design Peculiarities. Surveys in Geophysics [online]. 2012, 33(5), 1059-1079 [cit. 2022-09-21]. ISSN 0169-3298. Dostupné z: doi:10.1007/s10712-012-9197-8
- [10] MARCIN, Jozef, Alexius KLINDA, Peter ŠVEC, Dušan PRASLIČKA, Josef BLAŽEK, Jozef KOVÁČ, Peter ŠVEC a Ivan ŠKORVÁNEK. Melt-Spun Fe-Co-B-Cu Alloys With High Magnetic Flux Density for Relax-Type Magnetometers. IEEE Transactions on Magnetics [online]. 2010, 46(2), 416-419 [cit. 2022-09-21]. ISSN 0018-9464. Dostupné z: doi:10.1109/TMAG.2009.2033815

Identifikace dynamického modelu lidského operátora – II: Optimalizační problém Identification of Dynamical Model of a Human Operator – II: An Optimization Problem

Ondrej MIHÁLIK

Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: <u>ondrej.mihalik1@vut.cz</u>, Tomáš SÝKORA Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: <u>tomas.sykora2@vut.cz</u>, Miroslav JIRGL

Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: jirgl@vut.cz,

Petr FIEDLER

Pracoviště: ÚAMT, FEKT, VUT v Brně, email: fiedlerp@vut.cz,

Abstrakt: Identifikace dynamických modelů lidského operátora, např. při řízení letadel nebo motorových vozidel, je v dnešní době celkem běžnou praxí. Pro tento účel je dostupné množství spolehlivých algoritmů nebo celých toolboxů. Existují však i případy, kdy návrh identifikační metody přináší zásadní zlepšení přesnosti identifikace. V tomto článku ukážeme, jak postupovat při optimalizaci modelu člověka, pokud dochází k výrazným nahodilým změnám jeho dopravního zpoždění, nebo pokud vykazuje chování nelineárního dynamického systému. Článek prezentuje odvození analytického vztahu pro gradient chyby modelu a jeho využití při iterativní optimalizaci modelu s cílem nalézt jeho parametry.

Klíčová slova: lidský operátor, dynamický model, optimalizace, identifikace

Abstract: Nowadays, identification of dynamical models of human operator, who controls for instance a plane or a vehicle, is quite common. For this purpose, there are a number of algorithms or even toolboxes available. But one may still encounter cases, when design of a custom identification method brings a considerable improvement in accuracy of the model obtained. The paper aims to illuminate, how to approach optimization of human operator model in cases when the reaction delay of operators varies widely, or when the operator's dynamics exhibits a non-linear behaviour. The paper illustrates derivation of analytical formulae for the gradient of the model error and demonstrates their employment in the course of iterative model optimalization with the aim of identifying model parameters.

Keywords: human operator, dynamical model, optimization, identification

1 Úvod

Jak bylo uvedeno v našem předchozím příspěvku [1], identifikace dynamiky lidského operátora nachází uplatnění např. v letectví, nebo při řízení osobních a nákladních dopravních prostředků. Pro záznam lidských odezev na definované podněty a v kontrolovaných podmínkách se v dnešní době s výhodou využívají simulátory. Příkladem, na který se zde zaměříme, je simulace jízdy po dálnici, protože uvedené postupy se dají bez problémů přizpůsobit pro zbylé výše uvedené oblasti modelování.



Obr. 1: Model regulační smyčky s lidským operátorem a osobním automobilem.

Jak naznačuje diagram Obr. 1, vstupem do systému člověk-stroj jsou požadavky na změnu laterální polohy automobilu w(t). V námi simulovaném scénáři má w(t) charakter periodického obdélníkového signálu, což odpovídá střídavým požadavkům na změnu aktuálního jízdního pruhu. Cílem lidského operátora je pak vhodným natočením volantu u(t) docílit takové změny aktuální laterální polohy automobilu y(t), aby byla její odchylka e(t) od žádané polohy w(t)postupně zmenšena na co nejmenší hodnotu. Člověk se tedy chová jako dynamický systém, který na základě vstupu e(t) generuje výstup u(t). Naším cílem bude modelovat toto chování s co největší přesností pomocí modelů diskutovaných v článku [1].

2 Identifikace jako optimalizační problém

V praxi dochází k situacím, kdy typické identifikační funkce neposkytují takovou volbu struktury modelu, jakou bychom si přáli identifikovat. Například identifikace Mamdani fuzzy modelů je dodnes nedostatečně prozkoumanou oblastí. [2] Identifikaci vlastní struktury modelu můžeme převést na optimalizační problém tím, že definujeme kvadratickou chybu $Q(\theta)$ modelu vzhledem ke změřeným odezvám člověka

$$Q(\mathbf{\theta}) = T_{\rm s} \sum_{n=0}^{N-1} [u(nT_{\rm s}) - u_{\rm m}(nT_{\rm s}; \mathbf{\theta})]^2 \,. \tag{1}$$

V této rovnici $u(nT_s)$ zastupuje vzorkovaná změřená data (odezvu lidského operátora) jako na Obr. 1 a $u_m(nT_s; \theta)$ značí odezvu modelu operátora. Ta je nejen funkcí času, ale závisí také na parametrech uložených ve vektoru θ . [3] Příkladem vektoru θ pro systém prvního řádu ve tvaru

$$F_{\rm R}(p) = \frac{K_{\rm R}}{T_{\rm R}p + 1} \tag{2}$$

by byl vektor $\mathbf{\theta} = [K_R \quad T_R]$. Optimalizace modelu pak spočívá v iterativním ladění prvků vektoru $\mathbf{\theta}$ s cílem minimalizovat chybu $Q(\mathbf{\theta})$, která se též nazývá funkcionálem. [4]

2.1 Přehled optimalizačních metod

Z matematického hlediska je optimalizace hledání extrému funkce. Vyhledává se primárně maximum nebo minimum funkce. V závislosti na druhu funkce se může jednat o penalizační nebo ziskovou funkci. Vzhledem ke složitosti funkce, mohou některé z metod, například gradientní, skončit v lokálním extrému namísto hledaného globálního extrému. V těchto případech končí výsledkem suboptimálním řešením, které není vyhovující pro hledané řešení.

Při optimalizaci se nastavují jednotlivé parametry optimalizovaného systému a sleduje se dopad těchto změn na výsledné parametry. Iterativním způsobem jsme tak schopni dosáhnout požadovaných výsledků. V závislosti na složitosti systému, kterým je myšlena například hladkost funkce nebo četnost extrémů, se mohou aplikovat různé metody. V mnoha případech dochází ke špatnému zvolení metody a z těchto důvodů vycházejí špatné nebo nejednoznačné výsledky. Metoda *fininsearch* iterativně najde minimum skalární funkce několika proměnných $Q(\theta)$. Vychází z počátečního odhadu vektoru θ a je označována jako neomezená nelineární optimalizace. Využívá pouze funkční hodnotu $Q(\theta)$, proto se jedná o velmi jednoduchou metodu. Typicky si však vyžaduje velké množství iterací. [4]

Newtonova metoda je iterativní metoda nalezení funkce využívající první a druhé parciální derivace $Q(\theta)$. Výsledkem této metody jsou kritické body, které odpovídají minimu nebo maximu funkce. Mohou nastat také případy, kdy výsledek ukazuje na lokální minima či maxima (sedlové body). Metoda využívá druhou derivaci (tzv. Hessián) pro zjištění "zakřivení" a díky tomu se může dosáhnout výsledku rychleji. Metoda přislibuje rychlý průběh, ale pouze za předpokladu přepočtu Jakobiánu i Hessiánu funkce v každé iteraci. To je v některých případech početně velmi náročně, někdy i nemožné již z podstaty funkce. Z tohoto důvodu se využívá zjednodušená – Quasi-Newtonova metoda. [4] [5]

Quasi-Newtonova metoda je založena na principech Newtonovy metody bez nutnosti využití druhých derivací funkce $Q(\mathbf{\theta})$. Tím zjednodušuje výpočet matematicky náročných operací. Při

samotném výpočtu nahrazuje druhé derivace pomocí matematické diference. Používá se u složitějších optimalizačních problémů s velkým množstvím parametrů. [5]

2.2 Obecné odvození gradientu

Jak bylo řečeno v teoretické podkapitole 2.1, rychlá a přesná minimalizace (a tedy i identifikace) pomocí Quasi-Newtonovy metody je podmíněna znalostí gradientu funkcionálu $Q(\boldsymbol{\theta})$. Proto potřebujeme efektivní způsob pro jeho výpočet. Pro derivaci chyby $Q(\boldsymbol{\theta})$ podle *i*-té složky vektoru $\boldsymbol{\theta}$ dostaneme

$$\frac{\partial Q(\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} = T_{\rm s} \sum_{n=0}^{N-1} 2[u(nT_{\rm s}) - u_{\rm m}(nT_{\rm s};\mathbf{\theta})] \left[-\frac{\partial u_{\rm m}(nT_{\rm s};\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} \right].$$
(3)

První závorka přináleží chybovému signálu, tj., rozdílu mezi modelem $u_m(nT_s; \theta)$ a změřeným akčním zásahem operátora $u(nT_s)$. Druhá závorka zdánlivě vyžaduje explicitní předpis pro funkci na výstupu modelu člověka a následně počítat analyticky derivace výstupu modelu $u_m(nT_s; \theta)$. To je z pravidla komplikované i v případě použití symbolického toolboxu, např. v MATLAB-u. Mnohem výhodnější je zapsat derivaci signálu na výstupu modelu ve frekvenční doméně

$$\frac{\partial u_{\rm m}(nT_{\rm s};\boldsymbol{\theta})}{\partial \theta_i} = \frac{\partial \mathcal{F}^{-1}\{E_i(j\omega)F_{\rm R}(j\omega;\boldsymbol{\theta})\}}{\partial \theta_i},\tag{4}$$

kde $E_i(j\omega)$ je Rychlou Fourierovou transformací (FFT) vstupu modelu, tj., regulační odchylky $e(nT_s)$, \mathcal{F}^{-1} označuje zpětnou FFT, j je imaginární jednotka a ω značí uhlovou frekvenci. Protože je FFT lineární transformací, můžeme zaměnit pořadí transformace a derivace. Získáme

$$\frac{\partial u_{\rm m}(nT_{\rm s};\boldsymbol{\theta})}{\partial \theta_i} = \mathcal{F}^{-1} \left\{ E_i(j\omega) \frac{\partial F_{\rm R}(j\omega;\boldsymbol{\theta})}{\partial \theta_i} \right\}.$$
 (5)

Po dosazení tohoto výsledku do (3) můžeme obecně psát

$$\frac{\partial Q(\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} = -2T_{\rm s} \sum_{n=0}^{N-1} 2[u(nT_{\rm s}) - \mathcal{F}^{-1} \{ E(j\omega) F_{\rm R}(j\omega; \mathbf{\theta}) \}] \mathcal{F}^{-1} \left\{ E_i(j\omega) \frac{\partial F_{\rm R}(j\omega; \mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} \right\}$$
(6)

Tento vztah je zdánlivě složitější, ale je výhodný v tom, že parciální derivace jsou mnohem jednodušší na výpočet a na odvození než derivace v časové doméně. To bude ilustrováno na konkrétním systému v další části tohoto článku.

2.3 Konkrétní přiklad odvození gradientu

Analytický vztah gradientu chyby $Q(\theta)$ můžeme pro názornou ukázku odvodit například pro kmitavý systém druhého řádu

$$F_{\rm R}(p; \mathbf{\theta}) = \frac{K_{\rm R}p}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1} e^{-\tau p}.$$
(7)

Využitím standardních pravidel pro derivování dostáváme

$$\frac{\partial F_{\rm R}(p; \mathbf{\theta})}{\partial K_{\rm R}} = \frac{p}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1} e^{-\tau p},\tag{8}$$

$$\frac{\partial F_{\rm R}(p; \mathbf{\theta})}{\partial \xi} = -\frac{2K_{\rm R}Tp^2}{(T^2p^2 + 2\xi Tp + 1)^2} e^{-\tau p},\tag{9}$$

$$\frac{\partial F_{\rm R}(p; \mathbf{\theta})}{\partial T} = -\frac{2K_{\rm R}p^2(Tp+\xi)}{(T^2p^2+2\xi Tp+1)^2} e^{-\tau p}$$
(10)

а

$$\frac{\partial F_{\rm R}(p;\boldsymbol{\theta})}{\partial \tau} = -\frac{K_{\rm R}p^2}{T^2p^2 + 2\xi Tp + 1} e^{-\tau p}.$$
(11)

Podstatnou výhodou je, že pokud chceme umožnit, aby bylo reakční zpoždění operátora τ pro každou odezvu jiné, stačí definovat vektor

$$\mathbf{\Theta} = [K_{\mathrm{R}} \quad \xi \quad T_{R} \quad \tau_{1} \quad \tau_{2} \quad \cdots \quad \tau_{K}]. \tag{12}$$

kde *K* označuje počet změřených odezev a zpoždění τ_k přináleží *k*-té odezvě. Parametry K_R , ξ , T_R jsou shodné pro všechny odezvy. Jednotlivé složky gradientu můžeme označit

$$\nabla Q(\mathbf{\theta}) = \mathbf{g}(\mathbf{\theta}) = [g_1(\mathbf{\theta}) \quad g_2(\mathbf{\theta}) \quad g_3(\mathbf{\theta}) \quad \cdots \quad g_{K+3}(\mathbf{\theta})]$$
(13)

a (jak již bylo odvozeno v předchozím textu) jejich hodnoty jsou obecně dány vztahem (3). Např. ξ je druhým hledaným parametrem, proto pro druhou složku gradientu dostaneme dosazením (9) do (3) vztah

$$g_{2}(\boldsymbol{\theta}) = -2T_{s} \sum_{k=1}^{K} \sum_{n=0}^{N-1} \left(\left[u_{k}(nT_{s}) - \mathcal{F}^{-1} \left\{ \frac{E_{k}(j\omega)K_{R}j\omega e^{-\tau_{k}j\omega}}{T^{2}(j\omega)^{2} + 2\xi T j\omega + 1} \right\} \right] \cdot \mathcal{F}^{-1} \left\{ -\frac{2E_{k}(j\omega)K_{R}T(j\omega)^{2}e^{-\tau_{k}j\omega}}{[T^{2}(j\omega)^{2} + 2\xi T j\omega + 1]^{2}} \right\} \right).$$
(14)

Vidíme zde sumu přes k = 1, 2, ..., K, protože parametr ξ je společný pro všech K odezev modelu. Obdobný postup je potřeba zopakovat pro první tři složky vektoru $\mathbf{g}(\boldsymbol{\theta})$. Naopak, čtvrtá a další složky gradientu již obdobnou sumu obsahovat nebudou, protože zpoždění $\tau_1, \tau_2, ..., \tau_K$ ovlivňují pouze k-tý model a všechny členy této sumy kromě k-tého jsou nulové. Např. τ_2 je pátým hledaným parametrem, proto pro pátou složku gradientu dostaneme dosazením rovnice (11) do (3) vztah

$$g_{5}(\boldsymbol{\theta}) = -2T_{s} \sum_{n=0}^{N-1} \left(\left[u_{2}(nT_{s}) - \mathcal{F}^{-1} \left\{ \frac{E_{2}(j\omega)K_{R}j\omega e^{-\tau_{2}j\omega}}{T^{2}(j\omega)^{2} + 2\xi Tj\omega + 1} \right\} \right] \cdot \mathcal{F}^{-1} \left\{ -\frac{E_{2}(j\omega)K_{R}(j\omega)^{2}e^{-\tau_{2}j\omega}}{T^{2}(j\omega)^{2} + 2\xi Tj\omega + 1} \right\} \right).$$
(15)

Pro výpočet gradientu podle vztahů (14), (15) a jim obdobným se např. v prostředí MATLAB napíše funkce, která jako vstupní parametry bere změřená data $e_k(nT_s)$, $u_k(nT_s)$ a vektor $\boldsymbol{\theta}$. Je výhodné, když tato funkce vrací i chybu (1), protože je pak použitelná ve spolupráci s MAT-LAB-ovou funkcí *fminunc* podporující minimalizaci Quasi-Newtonovou metodou. Příkladem volání je pak kód:

```
options = optimoptions('fminunc','SpecifyObjectiveGradient',true);
theta_opt = fminunc(@(theta) Qg(e,u,Ts,theta),theta0,options);
```

Zde parametr *theta0* obsahuje počáteční odhad parametrů modelu lidského operátora a do proměnné *theta_opt* se po skončení iterativní optimalizace uloží parametry minimalizující chybu (1).

2.4 Praktické poznámky k minimalizaci

V praxi většinou nedává smysl, aby některý z parametrů (12) nabýval negativních hodnot. Mohli bychom použít optimalizaci s omezujícími podmínkami, která je podporovaná funkcí *fmincon*, ale z hlediska přesnosti a rychlosti běhu se nám osvědčil následující postup. Hledámeli místo vektoru $\boldsymbol{\theta}$ vektor \mathbf{x} , kterých prvky jsou svázané vztahem

$$\theta_i = \mathrm{e}^{x_i},\tag{16}$$

pak tato exponenciální transformace zabezpečí, že parametry $\boldsymbol{\theta}$ budou vždy nezápornými čísly, i když funkce *fininunc* bude ladit **x** na celém reálném intervalu. Výpočet gradientu se nijak zásadně nezmění, protože platí

$$\frac{\partial Q[\mathbf{\theta}(\mathbf{x})]}{\partial x_i} = \frac{\partial Q(\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} \cdot \frac{\partial \theta_i(x_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial Q(\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} \cdot \frac{\partial e^{x_i}}{\partial x_i} = \frac{\partial Q(\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} \cdot e^{x_i} = \frac{\partial Q(\mathbf{\theta})}{\partial \theta_i} \cdot \theta_i .$$
(17)

To znamená, že stačí každý prvek gradientu násobit aktuální velikostí příslušného parametru. Můžeme tedy shrnout, že všechny vztahy z částí 2.3 zůstávají v platnosti, pouze se změní:

a) volání optimalizace na tvar

<pre>theta_opt = exp(fminunc(@(x)</pre>	<pre>Qg(e,u,Ts,x),log(theta0),options));</pre>
---	--

b) přímo na začátku funkce Qg se vstupní parametr x transformuje na θ podle (16),

c) na konci funkce Qg se gradient **g** násobí (prvek po prvku) vektorem parametrů $\boldsymbol{\theta}$.

Připomínáme, že funkce log v MATLAB-u realizuje přirozený logaritmus, ln.

2.5 Praktické poznámky k užití FFT

Za zmínku stojí fakt, že použití FFT je spojeno s tím, že zpracovávaná časová řada je považována za *periodickou*. V základní podobě by tedy docházelo ke vzniku fyzikálně nesmyslných průběhů na začátku signálů získaných IFFT. Tomu se bez problému předchází voláním FFT na signálové řady doplněné nulami, např. na dvounásobnou délku. Pak je druhá polovina všech řad získaných pomocí IFFT z paměti odstraněna a řady tím získají délku shodnou s původními řadami. Pokud identifikujeme model lidského operátora, jehož póly mají časové konstanty alespoň řádově menší než délka doplněné nulové části, pak tento postup chyby spojené s periodizací dokonale eliminuje. Tato podmínka byla u našich dat pokaždé bez problémů splněna.

3 Výsledky identifikace

Výše popsanými metodami byl získán přenos lidského operátora – řidiče osobního automobilu při jízdě po dálnici. Rychlost vozidla byla udržována tempomatem na hodnotě 90 km/h. Operátorový přenos struktury (7) byl identifikován pro deset různých řidičů. Průměrný operátorový přenos má následující hodnoty parametrů.

Parametr	K _R	Т	ξ	τ
Hodnota	0,0052	0,49 s	0,29	0,51 s
Výběrová odchylka	0,0013	0,15 s	0,09	0,09 s

Tab. 1: Identifikované parametry deseti lidských operátorů – řidičů automobilu



Obr. 2: Porovnání měřených data a modelovaných odezev lidského operátora

Obr. 2 zobrazuje časové průběhy natočení volantu u(t) při reakci operátora na požadavek změnit jízdní pruh (modrá plná čára). Tyto odezvy byly aproximované dynamickým modelem (7), přičemž parametry $K_{\rm R}$, T, ξ , τ bily optimalizované tak, aby minimalizovali celkovou chybu $Q(\theta)$ počítanou jako součet chyb z jednotlivých odezev (červená přerušovaná čára). Parametry bily společné pro všechny odezvy. S cílem zlepšit aproximaci byl identifikován dynamický model s parametry (12), bylo tedy umožněno, aby měl model u každé odezvy optimální reakční zpoždění τ_k , k = 1, 2, ..., K; parametry $K_{\rm R}$, T a ξ však zůstaly pro všechny odezvy stejné. Odezvy tohoto modelu jsou naznačené žlutou čerchovanou čárou. Je vidět, že tato změna formulace optimalizačního problému přináší možnost velmi přesně identifikovat reakční zpoždění. Počátek reakce operátora (modrá) je přeložen mnohem přesněji navrhovaným modelem (žlutá) než základním modelem (červená).

4 Závěr

Tento článek je zaměřený na řešení problematiky optimalizace dynamického modelu za účelem nalezení jeho parametrů. V našem případě se jednalo o optimalizaci modelu lidského operátora s cílem získat co nejvěrnější operátorový přenos řidiče osobního automobilu.

Úvodní část článku se věnuje stručnému popisu problematiky optimalizace a popisu problému s dynamikou operátora. Hlavní, 2. část článku, se pak zabývá odvozením a popisem vztahů aplikovatelných při zpracování naměřených dat ze simulátoru. Prezentované analytické vztahy usnadňují nalezení minima kvadratické chyby a tím umožňují rychlý běh algoritmu.

V kapitole 3 je v grafech znázorněno srovnání reálných odezev lidského operátora a modelovaných odezev. Jak je vidět, modely získané navrhovanou metodou lépe vystihují měřená data. Podobné částečně analytické postupy jsou plně aplikovatelné při identifikaci dynamiky lidských operátorů v jiných oblastech, jako je například letectví.

Literatura

- [1] JIRGL, Miroslav, Ondrej MIHÁLIK, Tomáš SÝKORA a Zdeněk BRADÁČ. Identifikace dynamického modelu lidského operátora – I: Struktury modelů a jejich parametry. *Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2022*. Brno, Univerzita obrany, 2022.
- [2] LI, Long, Zuqiang LONG, Hao YING a Zhijun QIAO. An online gradient-based parameter identification algorithm for the neuro-fuzzy systems. *Fuzzy sets and systems*. Elsevier B.V, 2022, 426, s. 27–45. ISSN 0165-0114.
- [3] MIHÁLIK, Ondrej a Petr FIEDLER. Means of Obtaining Mamdani Fuzzy Model of Car Driver's Dynamics. In *Proceedings II of the 28th Conference STUDENT EEICT 2022 Selected papers*. Brno: Brno University of Technology, Faculty of Electrical Engineering and Communication, 2022. s. 243-247. ISBN: 978-80-214-6030-0.
- [4] BIERLAIRE, Michel. *Optimization: principles and algorithms*. 2nd edition. Lausanne: EPFL Press, 2018. ISBN: 978-2-88915-279-7.
- [5] NOCEDAL, Jorge a Stephen J. WRIGHT. *Numerical optimization*. 2nd ed. New York: Springer, 2006. Springer series in operations research and financial engineering. ISBN: 0-387-30303-0.

Dedikace

Tato publikace vznikla za podpory grantu číslo FEKT-S-20-6205 – "Výzkum v oblasti automatizace, kybernetiky a umělé inteligence pro Průmysl 4.0" financovaného z Interní grantové agentury Vysokého učení technického v Brně.

Autoři textu by rádi poděkovali Ústavu automatizace a měřicí techniky Fakulty elektrotechniky a komunikačních technologií VUT V Brně.

Pasivní měření polohy s využitím všesměrového majáku. Passive Position Measurement Using an Omnidirectional Beacon

Jiří NĚMEČEK, Martin POLÁŠEK

Pracoviště: Katedra letecké techniky, Fakulta vojenských technologií, Univerzita obrany email: jiri.nemecek@unob.cz, martin.polasek@unob.cz

Abstrakt: V článku je stručně objasněn princip měření vzájemné polohy jednoduchého optického majáku a měřicí kamery simultánní metodou. Jsou zde uvedené výsledky experimentálních měření a koncept všesměrového majáku. Jednoduchý maják je umělá geometrická struktura, která se skládá ze tří stěn a fyzicky je tvořena polovodičovými zdroji světla. Představuje základní uspořádání umožňující měření tří polohových souřadnic; dálky, azimutu a elevace. Vzhledem k tomu, že rozsahy měřených polohových úhlů jsou při použití jednoduchého majáku omezené, je nutné jednoduchou strukturu majáku rozšířit. Základní koncept všesměrového majáku spočívá v rozšíření jednoduchého majáku o další stěny tak, aby byl rozsah měřitelných hodnot azimutu 0°až 360°.

Klíčová slova: optický všesměrový maják, kamera, pasivní měření polohy, simultánní metoda

Abstract: This article briefly describes the principle of measuring the relative position of a simple optical beacon and a measuring camera using a simultaneous method. The results of the experimental measurements and the concept of the omnidirectional beacon are presented. A simple beacon is an artificial geometric structure that consists of three walls. It is physically formed by semiconductor light sources. It represents a basic arrangement enabling the measurement of three positional coordinates; the distance, the azimuth and the elevation. Since spans of the measured position angles are limited when using a simple beacon, it is necessary to expand the simple structure. The basic concept of an omnidirectional beacon consists in extending a simple beacon with additional walls so that the range of measurable azimuth values is 0° to 360° .

Keywords: Optical omnidirectional beacon, camera, passive position measurement of the position, simultaneous method

1 Úvod

Článek se zabývá problematikou měření vzájemné polohy optického majáku (dále jen *maják*) a měřicí kamery simultánní analytickou metodou. Tato metoda umožňuje současné měření dálky majáku a dvou polohových úhlů optického majáku jednou kamerou. Patří do skupiny pasivních metod měření polohy. [1]–[8] Její použitelnost byla ověřena experimentálně s využitím majáku, jehož schéma je na obr. 1. [9]–[12] Maják je tvořen devíti bodovými zdroji světla typu LED (dále jen *dioda*), které jsou snímané kamerou. Podle vzájemné polohy diod na majáku a vzájemné polohy jejich obrazů v rovině snímače kamery se stanovují hodnoty měřených veličin. Diody tvoří tři čtvercové stěny, čelní A_f a dvě boční, levou A_{ll} a pravou A_{lr}. Základními parametry majáku jsou délka stran jednotlivých stěn *b*, báze majáku, a úhel rozevření majáku β . Na těchto parametrech závisí velikost průmětů bočních stěn *A*_{slp} a *A*_{srp}. Roviny ρ_h a ρ_v jsou horizontální a vertikální rovina. Dioda S₁ je referenční, zbývající diody jsou funkční.

Takto uspořádaný jednoduchý maják umožňuje měření azimutu v omezeném rozsahu, který závisí na úhlu rozevření majáku β . Teoretické maximální měřitelné hodnoty azimutu ω jsou $\pm\beta$. K měření azimutu v rozsahu od 0° do 360° lze použít uzavřený maják, který svým geometrickým uspořádáním představuje *n*-boký hranol.



Obr. 1: Uspořádání majáku [9]–[12]

Schéma měřicí soustavy s jednoduchým majákem použitým při experimentu je na obr. 2, na kterém jsou označené jednotlivé měřené polohové souřadnice. Vzdálenosti mezi majákem a kamerou *R* byly do 47 m; nastavované hodnoty azimutu majáku ω byly do 45° a elevace majáku ψ do 35°.

Cíle článku jsou naznačit princip simultánní analytické metody, prezentovat výsledky, kterých bylo dosaženo při experimentu, a ukázat koncept majáku, se kterým je možné měřit azimut majáku ω v intervalu od 0° do 360°.



Obr. 2: Schéma měřicí soustavy [12]

2 Popis simultánní analytické metody

Simultánní analytická metoda [9]–[11] je založena na výpočtu předmětových vzdáleností jednotlivých funkčních diod. Matematický model metody vychází ze skutečného prostorového rozložení funkčních diod vůči diodě referenční a ze vzájemné polohy jejich obrazů snímaných kamerou. Jeho jádrem jsou pracovní rovnice pro výpočet předmětových vzdáleností funkčních diod R_{i1} , i = 2, 3, ..., 9, (dále jen *funkční dálka*). Tyto rovnice jsou doplněné rovnicí pro výpočet střední hodnoty funkčních dálek \overline{R}_{i1} a rovnicí pro výpočet střední kvadratické hodnoty D_{rms} odchylek funkčních dálek od jejich střední hodnoty. Řešení je numerické. Změnou nastavení azimutu a elevace v pracovních rovnicích se mění střední hodnota funkčních dálek i střední kvadratická hodnota jejich odchylek. Pro minimální D_{rms} jsou střední hodnota funkčních dálek \overline{R}_{i1} a nastavené hodnoty azimutu ω_s a elevace ψ_s změřenými hodnotami jednotlivých polohových souřadnic; $R_m = \overline{R}_{i1}$, $\omega_m = \omega_s$, $\psi_m = \psi_s$ pro min D_{rms} .

Následující vztahy ilustrují matematický model metody. Pracovní rovnice R_{91} pro funkční diodu S₉ má tvar: [12]

$$R_{91} = f \cdot \left[\frac{\sqrt{\left(PS_{9\rho\omega\psi0}^{y}\right)^{2} + \left(PS_{9\rho\omega\psi0}^{z}\right)^{2}}}{\sqrt{b_{91y}^{2} + b_{91z}^{2}}} - 1 \right] - PS_{9x\omega}$$
(1)

kde
$$PS_{9_{x\omega}} = d_{16} \cdot \sin(\alpha_1 - \omega) + \delta_{x\psi9}, PS_{9_{\rho\omega\psi0}}^y = d_{16} \cdot \cos(\alpha_1 - \omega) + \delta_{y\psi9},$$

 $PS_{9_{\rho\omega\psi0}}^z = d_{17_{\rho\nu}} \cdot \cos(\alpha_{2_{\rho\nu}} + \psi), \ \delta_{x\psi9} = (a_{\psi9} - a_0) \cdot \cos\omega, \ \delta_{y\psi9} = (a_{\psi9} - a_0) \cdot \sin\omega,$
 $a_{\psi9} = d_{17_{\rho\nu}} \cdot \sin(\alpha_{2_{\rho\nu}} + \psi), \ a_0 = d_{16} \cdot \sin\alpha_1, \ d_{17_{\rho\nu}} = \sqrt{b^2 + (d_{16} \cdot \sin\alpha_1)^2},$

 $\alpha_{2\rho\nu} = \arctan\left[\left(d_{16} \cdot \sin \alpha_1\right)/b\right], b_{91y}$ a b_{91z} jsou vzdálenosti mezi obrazy diod jedna a devět ve směru osy *y* a osy *z* souřadnicové soustavy kamery. d_{16} je vzdálenost mezi referenční diodou a šestou funkční diodou majáku, viz obr. 1.

Střední hodnota funkčních dálek \overline{R}_{i1} a střední kvadratická hodnota jejich odchylek D_{rms} se počítají podle vztahů [9], [10]

$$\overline{R}_{i1} = \frac{1}{8} \cdot \sum_{i=2}^{9} R_{i1}$$
(2)

$$D_{\rm rms} = \sqrt{\frac{1}{8} \cdot \sum_{i=2}^{9} D_{i1}^2}$$
(3)

kde $D_{i1} = R_{i1} - \overline{R}_{i1}$.

Uvedené rovnice byly odvozené za předpokladu, že osy y_B majáku a y_C kamery jsou rovnoběžné s horizontální rovinou ρ_h ,, viz obr. 2. Jejich vzájemný náklon γ_r , který vzniká natočením kamery nebo majáku kolem optické osy kamery, se považuje za nulový. Pracovní rovnice pro ostatní funkční diody jsou analogické.

3 Výsledky experimentu

ГГ

Experimentální měření [12] se uskutečnila s majákem o bázi b = 470 mm a úhlu rozevření $\beta = 56,2^{\circ}$, viz obr. 1. Maják byl umístěn na polohovacím mechanismu, který byl uložen na otočném stolku *Thorlabs* RBB12A. Ke snímání majáku byla použita kamera MOTICAM 1080 s objektivy o ohniskových vzdálenostech $f_{\rm L} = 120$ mm a $f_{\rm L} = 25$ mm. Na obr. 3 je snímek použitého majáku v poloze, kdy azimut $\omega \approx 20^{\circ}$ a elevace $\psi \approx 35^{\circ}$.

Otočný stolek sloužil k nastavení azimutu majáku. Vzhledem k teoretickému omezení danému úhlem β byl jako největší zvolen azimut 45°. Konvenčně pravé hodnoty azimutu ω_0 byly určované pomocí stupnice samotného stolku s chybou 2,5′. Polohovací mechanismus sloužil k nastavení elevace na diskrétní hodnoty v rozsahu od 0° do 35° s krokem 5°. Konvenčně pravé hodnoty elevace ψ_0 se měřily sklonoměrem *Fortum* model 4780200. Chyba sklonoměru byla ±0.1°. Vzdálenosti mezi kamerou a majákem byly 46 520 mm a 13 460 mm, Konvenčně pravé hodnoty dálky majáku R_0 byly měřené laserovým dálkoměrem *Leica* Disto D510. Chyba dálkoměru byla 1 mm.



Obr. 3: Snímek majáku; ω ≈ 20°, ψ ≈ 35° [12]

K měření byly zvolené jmenovité hodnoty polohových úhlů ω_n a ψ_n . Skutečná poloha majáku se nastavovala náhodně v okolí těchto jmenovitých hodnot. Pro danou dálku se postupně nastavovaly elevace a azimut majáku. Na každé jmenovité hodnotě elevace se pětkrát uskutečnila měření na jednotlivých jmenovitých azimutech v celém zvoleném intervalu.

Pro každou konfiguraci měřicí soustavy se stanovily chyby měření jako rozdíly mezi konvenčně pravými hodnotami polohových souřadnic a jejich hodnotami, které byly získané měřením posuzovanou metodou. Pro dálku se stanovovaly relativní chyby, pro polohové úhly chyby absolutní. Byly vypočítané střední hodnoty jednotlivých souřadnic a jejich směrodatné odchylky a určily se četnosti chyb ve vybraných intervalech jejich hodnot. Chyby dálky byly v řádu desetin procenta, chyby polohových úhlů byly v řádu desetin stupně.

Získané výsledky ilustrují obr. 4, obr. 5 a obr. 6. Na obrázcích jsou průběhy chyb jednotlivých polohových souřadnic v závislosti na azimutu pro případ, kdy dálka majáku $R_0 = 46520$ mm, elevace $\psi_n = 20^\circ$ a ohnisková vzdálenost objektivu kamery $f_L = 120$ mm.



2022

Obr. 4 Průběh relativních chyb dálky majáku; $R_0 = 46520$ mm, $\psi_n = 20^\circ$ [11]



Obr. 5: Průběhy chyb azimutu; $R_0 = 46520 \text{ mm}, \psi_n = 20^{\circ} [11]$



Obr. 6: Průběh chyb elevace; $R_0 = 46520 \text{ mm}, \psi_n = 20^{\circ} [11]$

4. Základní koncept všesměrového majáku

Všesměrový optický maják je tvořen referenčními, funkčními a pomocnými zdroji optického záření, viz obr. 7. Referenční a funkční zdroje jsou označené červeně, pomocné zeleně. Obraz majáku snímá měřicí kamera. Snímaný obraz je využíván k měření vzdálenosti mezi kamerou a majákem a dvou polohových úhlů kamery vůči majáku, azimutu a elevace.



Obr. 7: Schéma všesměrového optického majáku

Funkční zdroje záření všesměrového majáku jsou uspořádané tak, aby vymezily mnohostěn umožňující měření azimutu ω v rozsahu od 0 do 2π ; $\omega \in \langle 0, 2\pi \rangle$. Rozsah měřitelných elevací a dálek majáku závisí na definovaných podmínkách konkrétního požadovaného praktického využití majáku.

Maják na obr. 7 se skládá z 6 měřicích modulů M₁ až M₆, které tvoří pravidelný šestiboký hranol. Bod *C* je střed majáku, bod *S*₁₁ je referenční zdroj záření modulu M₁. Uspořádání jednotlivých modulů i metoda měření polohy v rámci jednoho modulu jsou stejné jako u jednoduchého majáku s omezeným měřením azimutu, viz kapitoly 1 až 3. Jednotlivé moduly se skládají ze čtvercových stěn, jejichž strany mají velikost *b*. Délka *b* je báze modulů a spolu s úhlem rozevření modulů β představují základní parametry majáku. Pro libovolnou bázi je úhel rozevření modulů $\pi / 6$; $\beta = \pi / 6$.

Každý modul má jednu stěnu čelní A_f a dvě boční, levou A_{sl} a pravou A_{sp} , přičemž každá stěna má pro různé sousední moduly různý význam. Na obr. 7 jsou moduly označené u svých čelních stěn. Boční stěny každého modulu jsou čelními stěnami modulů sousedních. Velikosti jejich půdorysů jsou A_{fip} , A_{slip} a A_{srip} . Velikosti bokorysů příslušných stěn jsou A'_{fip} , A'_{slip} a A'_{srip} . Na Obr. 8 jsou označené oblasti, které pokrývají jednotlivé moduly. Modul M₁ je tvořen čelní stěnou A_{f1}, levou boční stěnou A_{s11} a pravou boční stěnou A_{sr1}. Azimut osy x_{M1} je roven nule, resp. 2π . Teoreticky umožňuje tento modul měřit azimut ω v rozsahu $\Delta \omega_{aM1} = \langle 2\pi - \beta, \beta \rangle$. Modul M₂ tvořený stěnami A_{f2}, A_{s12} a A_{sr2} pokývá azimut v oblasti $\Delta \omega_{aM2}$ v rozsahu od $\pi / 6$ do $\pi / 2$. Analogicky jsou tvořené moduly M₃ až M₆, které pokrývají zbývající části prostoru $\Delta \omega_{aM3}$ až $\Delta \omega_{aM6}$. Souřadnicová soustava modulu M₁ je $S_{11}x_{M1}y_{M1}z_{M1}$. Souřadnicové soustavy ostatních modulů jsou analogické. U sousedních modulů jsou navzájem pootočené o úhel $\pi / 6$ kolem os z_M . Osy x_{Mi} jsou přímky, které prochází referenčním zdrojem S_{Mi} daného *i*-tého modulu a středem majáku *C* a jsou kolmé na čelní stěnu modulu.



Obr. 8 Moduly majáku a oblasti pokrytí prostoru v azimutu ω

K přesnému měření polohy analytickou simultánní metodou je nutné, aby měřicí kamera snímala tři stěny majáku. V tom případě se kamera nachází v pásmu měření, kde lze využít úplný matematický model metody pro pozorovaný modul. Uvedený šestistěnný maják představuje limitní uspořádání. V okolí tohoto majáku jsou totiž oblasti, ve kterých jsou pozorovatelné pouze dvě stěny; jsou to oblasti omezení matematického modelu – slepé oblasti. Tyto oblasti mají tvar pruhů. Směr jejich os je stejný jako směr úhlopříček majáku. Jejich šířka *d* je dána vztahem $d = b \cdot \sqrt{3}$. Azimuty os uvedených pásem jsou dané vztahem

$$\omega_{\rm uk} = \frac{\pi}{6} + k \cdot \frac{\pi}{3} \tag{4}$$

kde $k = 0, 1, 2, \dots 5$.

Při těchto azimutech jsou pozorovatelné jen dvě stěny majáku z jakékoliv vzdálenosti. Tyto azimuty lze určit podle toho, ke kterému modulu jednotlivé pozorované stěny náleží.

Pokud by v daném pásmu omezení matematického modelu byl přerušen výpočet, znamenalo by to, že toto pásmo je oblastí neurčitosti, ve které je rozsah neměřitelných hodnot azimutu závislý na vzdálenosti mezi majákem a kamerou. Jestliže je stanovena maximální přípustná neměřitelná hodnota azimutu $\Delta \omega_{umax}$, lze určit minimální vzdálenost mezi majákem a kamerou R_{amin} , při které lze použít danou metodu měření. Pro $\Delta \omega_{umax} = 1^{\circ}$ a b = 0,5 m dostaneme $R_{amin} = 24,8$ m, pro $\Delta \omega_{umax} = 1^{\circ}$ a b = 1 m je $R_{amin} = 49,6$ m. Tyto hodnoty mohou být za určitých okolností nepřijatelné.

Na rozdíl od azimutu je způsob měření dálky a elevace nezávislý na tom, který modul je využitý k měření. Vždy se uplatní jen výsledky získané analytickou simultánní metodou. Měřené hodnoty azimutu v okolí majáku však mají dvě složky, základní a modulovou. Základní, hrubá, je dána úhlovým posunutím aktuálně využívaného měřicího modulu, tj. modulu, v jehož pásmu měření se nachází kamera. V rámci tohoto pásma se měří složka modulová, jemná, která se přičte, nebo odečte od složky základní. Úhlové posunutí konkrétního modulu je dané natočením jeho podélné osy x_{Mi} vůči podélné ose modulu prvního x_{M1} . K identifikaci aktuálního modulu mohou posloužit pomocné zdroje záření, viz obr. 7 a obr. 8. Vzájemná poloha majáku a kamery v rámci modulu se měří analytickou simultánní metodou. Zejména v blízkosti hranic modulů je problémem výběr modulu. V případě automatického měření je nutné tuto úlohu řešit při zpracování obrazu.

Zdroje optického záření mohou být aktivní, ale i pasivní, pokud je mezi nimi a pozadím dostatečný jasový kontrast. Požaduje se však, aby samotné měření polohy bylo ryze pasivní. To znamená, že ani aktivní zdroje optického záření by neměly vysílat žádný doplňkový informační signál, potřebný k výpočtu polohových souřadnic. Lze uvažovat o doplňkové modulaci záření referenčních diod k identifikaci modulu

4.1 Všesměrový optický maják s pěti stěnami

Na obr. 9 je schéma majáku s pěti stěnami. Jeho stěny tvoří pravidelný pětiboký hranol, základna je složená z rovnoramenných trojúhelníků se základnou o délce *b* a rameny o délce *v*, viz obr. 9. Úhel γ při jejich hlavním vrcholu je dán vztahem $\gamma = 2\pi/5$.

Středy intervalů měřitelných hodnot azimutu jsou dané polohou os jednotlivých modulů $x_{\rm M}$. Rozsah hodnot azimutu $\Delta \omega_{\rm aM}$ měřitelných jednotlivými moduly je dán vztahem $\Delta \omega_{\rm aM} = 2\beta$, kde $\beta = (\pi/2) - \varphi$, $\varphi = \gamma = 72^{\circ}$, $\beta = 18^{\circ}$, viz obr. 9. Intervaly neměřitelných hodnot azimutu $\Delta \omega_{\rm uk}$ jsou dané vztahem

$$\Delta \omega_{uk} \in \left\langle (k-1) \cdot \gamma + \beta; \, k \cdot \gamma - \beta \right\rangle,\tag{5}$$

kde k = 1, 2, ... 5.

Tento maják je nevhodný vinou velkého rozsahu azimutů, kde nelze použít úplný matematický model metody; $2\beta = 36^{\circ}$.



Obr. 9: Maják s pěti stěnami

4.2 Všesměrový optický maják se sedmi stěnami

Maják se sedmi stěnami vyhovuje, neboť téměř pro libovolnou hodnotu azimutu jsou pozorovatelné minimálně tři jeho stěny. Pro některé azimuty jsou pozorovatelné stěny čtyři, což znamená, že v kamerou snímaném obraze mohou být dva moduly. Takovéto případy musí být zohledněné algoritmem zpracování obrazu. Je nutné rozhodnout, který modul majáku bude použitý k měření.

Stěny tohoto majáku jsou stěnami pravidelného sedmibokého hranolu. Jeho základna je tvořena rovnoramennými trojúhelníky se základnou o délce *b* a rameny o délce *v*, viz obr. 10. Úhel γ při jejich hlavním vrcholu je dán vztahem $\gamma = 2\pi/7$.

Tímto vztahem je dán také úhel φ , který svírají roviny sousedních stěn majáku. Rozsah měřitelných hodnot azimutu $\Delta \omega_{aM}$ standardní analytickou simultánní metodou je pro jednotlivé moduly dán vztahem $\Delta \omega_{aM} = 2\beta$, kde β je úhel rozevření modulu, $\beta = (\pi/2) - \varphi$; $\varphi = \gamma = 51,43^{\circ}, \beta = 38,57^{\circ}$.



Obr. 10: Maják se sedmi stěnami

Intervaly hodnot azimutu $\Delta \omega_{(4)k}$, při kterých jsou pozorovatelné čtyři stěny, jsou dané vztahem

$$\Delta \omega_{(4)k} \in \left\langle \left(2k-1\right) \cdot \frac{\gamma}{2} - \frac{\varepsilon_3}{2}; \left(2k-1\right) \cdot \frac{\gamma}{2} + \frac{\varepsilon_3}{2} \right\rangle, \tag{6}$$

kde *k* = 1, 2, 3,..., 7.

I v okolí majáku sedmiúhelníkového tvaru vzniká slepá oblast, ve které nelze měřit vzájemnou polohu kamery a majáku s využitím úplného matematického modelu. Jsou to opět kritické části prostoru, ve kterých jsou pozorovatelné pouze dvě stěny majáku. Jedna část, ve které tato situace nastává, je označena na obr. 11.



Obr. 11: Určení slepých oblastí

Tato oblast má tvar rovnoramenného trojúhelníku *ABC* o základně c_1 a výšce R_{min} , kterou lze považovat za minimální měřitelnou vzdálenost mezi majákem a kamerou. Pro dálku R_{min} platí následující vztah

$$R_{\min} = \frac{c_1}{2 \operatorname{tg}\left(\frac{\varepsilon_3}{2}\right)},\tag{7}$$

kde $c_1 = \sqrt{2b^2 \cdot (1 - \cos \varepsilon_1)}$, $\varepsilon_1 = \pi - \gamma$, $\varepsilon_3 = 2 \arcsin\left[(c_2 - c_1)/2b\right]$, c_2 je odlehlá základna, $c_2 = \sqrt{2v^2 \cdot (1 - \cos \varepsilon_2)}$, $v = (b/2)/\sin(\gamma/2)$, $\varepsilon_2 = 3\gamma$.

Pro bázi b = 1 m je minimální měřitelná vzdálenost $R_{\min} = 3,95$ m, pro b = 0,5 m dostaneme $R_{\min} = 1,97$ m.

5 Závěr

Výsledky provedených experimentů [12] ukazují, že představená pasivní simultánní metoda měření polohy je použitelná jak pro dvě [9], [10], tak i pro tři [11], [12] polohové souřadnice jednoduchého optického majáku. V obou případech vychází matematický model metody ze zobrazovacích rovnic linií spojujících jednotlivé funkční diody s diodou referenční. Z těchto rovnic jsou vyjádřené funkční dálky majáku v závislosti na jeho jednom, nebo dvou polohových úhlech. Přesnost měření je limitovaná především rozlišovací schopností kamery. Negativní vliv mají také odchylky parametrů reálného majáku od parametrů použitých v matematickém modelu metody.

Dosažená přesnost měření pro zvolené konfigurace měřicí soustavy byla srovnatelná. Relativní chyby dálky byly v řádu desetin procenta. Střední hodnoty a směrodatné odchylky chyb azimutu i elevace byly v řádu desetin stupně. Zvýšení absolutních středních hodnot azimutu nad 1° bylo dáno systematickými chybami, které byly způsobené neměřenými složkami azimutu.

Měřicí systém lze upravit vhodnou volbou některých veličin matematického modelu. Byl ověřen účinek ohniskové vzdálenosti a úhlu rozevření majáku v matematickém modelu metody. Ohniskovou vzdáleností f_{LM} použitou v modelu lze příznivě ovlivnit přesnost měření dálky majáku. Lze tak účinně snížit relativní chybu dálky a vyhledat optimální hodnotu f_{LMo} použitelnou v celém rozsahu měřených hodnot dálky, přičemž působení na výsledky měření azimutu a elevace je zanedbatelné. Naproti tomu vliv úhlu rozevření majáku β_M v matematickém modelu se projevuje u všech měřených veličin. Úhel β_M je tak potenciálně vhodný u azimutu a elevace, avšak prakticky není jeho využití účelné, neboť jeho optimální hodnota závisí na aktuálních hodnotách a kombinacích polohových úhlů.

Rozsahy měřitelných hodnot jednotlivých polohových souřadnic závisí na vlastnostech kamery a na velikosti a uspořádání majáku. Na straně kamery je rozsah měřitelných hodnot omezen rozlišovací schopností kamery a jejím zorným polem. Pro daný detektor závisí uvedené veličiny na ohniskové vzdálenosti objektivu, která určuje minimální měřitelnou vzdálenost a dosah systému při dodržení požadované přesnosti měření. Velikost majáku ovlivňuje minimální i maximální měřitelnou dálku majáku. Rozložení funkčních diod a vzájemná poloha funkčních diod a referenční diody mají vliv především na rozsah měřitelných polohových úhlů. Nelze použít všechny pracovní rovnice matematického modelu, jestliže se některé diody překrývají a nejsou rozlišitelné, nebo nejsou pozorovatelné. Tato situace nastává při velkých dálkách majáku nebo tehdy, kdy polohové úhly překročí mezní hodnoty azimutu ω_l nebo elevace ψ_l . Mezní hodnoty jsou jednoznačně dané nejen uspořádáním majáku, ale obecně závisí i na hodnotách obou polohových úhlů; pro $\psi = 0^{\circ}$ platí $\omega_l = \beta$, pro $\omega = 0^{\circ}$ platí $\psi_l = 90^{\circ}$.

Základním nedostatkem měření polohy s jednoduchým majákem je omezení rozsahu měřitelných azimutů $\Delta \omega$. Teoreticky platí $\Delta \omega = 2\beta < \pi$. Tento nedostatek lze odstranit použitím uzavřeného majáku, který se skládá z několika měřicích modulů, které mají uspořádání stejné jako maják jednoduchý. Vzhledem k požadavku, aby se v zorném poli měřicí kamery nacházely alespoň tři stěny majáku, musí mít uzavřený, všesměrový, maják více než pět stěn. V opačném případě se v jeho okolí nachází rozsáhlé slepé oblasti, kde nelze použít úplný matematický model metody měření. S ohledem na zmíněnou podmínku je nejjednodušším řešením maják se šesti, případně sedmi stěnami. Oba tyto majáky však mají také slepé oblasti, které jsou u sedmistěnného majáku jednoznačně vymezené a jsou mnohem menší než u majáku šestistěnného.

Manipulací s matematickým modelem však byla ověřena i principiální možnost měření jen se dvěma stěnami, resp. se zmenšeným počtem funkčních zdrojů záření. V matematickém modelu se pracovalo jen s pěti diodami. Z výsledků vyplynulo, že i v tomto případě je metoda použitelná. Musí se však volit takové diody, u kterých mají azimut i elevace protichůdné projevy. To znamená, že při změně azimutu nebo elevace v matematickém modelu se průměty linií mezi diodami musí u některých funkčních diod prodlužovat a u jiných zkracovat. K odstranění slepých oblastí všesměrového majáku by v případě automatického měření bylo nutné zajistit možnost využití několika matematických modelů metody tak, aby systém fungoval nejen pro standardní případy snímání tří, ale i dvou stěn majáku.

Literatura

- [1] BOURDONNAYE. A., R. DOSKOČIL, V. KŘIVÁNEK, and A. ŠTEFEK. Practical Experience with Distance Measurement Based on the Single Visual Camera. *Advances in Military Technology*. Brno: University of Defence in Brno, 2012, vol. 8, no. 1, pp. 51– 58.
- [2] DOSKOČIL. R., J. FISCHER, V. KŘIVÁNEK, and A. ŠTEFEK. Measurement of Distance by Single Visual Camera at Robot Sensor Systems. In: *Proc. 15th Mechatronika 2012*. Prague: Czech Technical University in Prague, 2012, pp. 143–149.
- [3] BUI. M. T., R. DOSKOČIL, V. KŘIVÁNEK, T. H. HA, Y. T. BERGEON, and P. KUTÍLEK. Indirect Method to Estimate Distance Measurement Based on Single Visual Cameras. In: *International Conference on Military Technologies*. Brno: University of Defence in Brno, 2017, pp. 695–700.
- [4] H. KONDO et al. Passive acoustic and optical guidance for underwater vehicles. In: 2012 Oceans – Yeosu [online]. Yeosu: IEEE, 2012, p. 1–4 [cit. 201–09–29] Available: http://ieeexplore.ieee.org/ document/6263572.
- [5] BUI, M. T., R. DOSKOČIL, and V. KŘIVÁNEK. Distance and Angle Measurement Using Monocular Vision. In: *Proceedings of the 2018 18th International Conference on Mechatronics*. Brno: Brno University of Technology, 2018, pp. 422–427.
- BECK, J. H. and S. H. KIM. Vision based distance measurement system using two-dimensional barcode for mobile robot. In: 2017 4th International Conference on Computer Applications and Information Processing Technology (CAIPT) [online]. Kuta Bali: IEEE, 2017, p. 1-4 [cit. 2018-04-25]. ISBN 978-1-5386-0600-1. Available: https://ieeexplore.ieee.org/document/ 8320742.
- [7] POLÁŠEK, Martin and Jiří NĚMEČEK. Optical Positioning Using Neural Network. In: 41st International Conference on Telecommunications and Signal Processing (TSP). Brno: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2018, p. 52-55.
- [8] NĚMEČEK, Jiří. Pasivní měření polohy kamery vzhledem k optickému majáku. In: 17. mezinárodní vědecká konference "Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2017". Brno: Univerzita obrany, 2017, s. 218-226. ISBN 978-80-7582-012-9.
- [9] NĚMEČEK, Jiří and Martin POLÁŠEK. Measurement of Relative Position of Camera and Optical Beacon by Simultaneous Passive Method. In: 41st International Conference on Telecommunications and Signal Processing (TSP). Brno: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.. 2018, pp. 56-59.
- [10] NEMECEK, Jiri and Martin POLÁŠEK. Measurement of Relative Position of Camera and Optical Beacon by Simultaneous Passive Method. (The extended post-conference published version). *International Journal of Advances in Telecommunications*. *Electrotechnics. Signals and Systems*. Brno: International Science and Engineering Society, 2019, vol. 8, no. 1, p. 1-7.
- [11] NĚMEČEK, Jiří, POLÁŠEK, Martin. Měření polohy optického majáku simultánní metodou. In: BYSTŘICKÝ, Radek a Rudolf JALOVECKÝ, eds. *Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2019*. Brno: Univerzita obrany v Brně, 2019, roč. 19, s. 95-102. ISBN 978-80-7582-117-1.
- [12] NEMECEK, Jiri and Martin POLASEK. Passive Measurement of Three Optical Beacon Coordinates Using a Simultaneous Method. *SENSORS*, 2021, 21(15), 5235. ISSN 1424-8220.

Dedikace

Tento článek byl zpracován za podpory specifického výzkumu "Implementace moderních technologií v avionických systémech" a dlouhodobého záměru rozvoje organizace "Vedení operací ve vzdušném prostoru - AIROPS".

Meranie ťahu kvadrokoptéry s využitím tenzometrického meracieho systému.

Measuring a quadcopter thrust using a tensometric measurement system

Jozef NOVOTŇÁK

Pracoviště: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, Košice, Slovenská republika, email: jozef.novotnak@tuke.sk,

Martin FIL'KO

Pracoviště: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, Rampová 7, 040 01, Košice, Slovenská republika, email: martin.filko@tuke.sk,

Zoltán SZŐKE

Pracoviště: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, Rampová 7, 040 01, Košice, Slovenská republika, email: <u>zoltan.szoke@tuke.sk</u>,

Patrik KAŠPER

Pracoviště: Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, Rampová 7, 040 01, Košice, Slovenská republika, email: <u>patrik.kasper@tuke.sk</u>,

Miroslav ŠMELKO

Pracoviště: EDIS vvd., Rampová 7, 040 01, Košice, Slovenská republika,

email: edis@edis-vvd.sk

Abstrakt: Článok sa zoberá meraním ťahu kvadrokoptéry s využitím tenzometrického meracieho systému. V článku je popísaný návrh meracieho systému, respektíve jeho snímacia časť, ktorá je zameraná na výber snímačov vhodných pre meranie ťahu, konštrukčná časť meracieho systému, doplnená o analýzu a simulácie mechanického namáhania konštrukcie pri simulácii troch základných režimoch letu kvadrokoptéry a elektrická časť meracieho systému, ktorá je určená na spracovanie signálov od snímačov a prepočet meraných dát. V závere sú uvedené výsledky meraní parametrov kvadrokoptéry a dôraz je kladený na možné využitie meracieho systému v rôznych aplikáciách.

Klíčová slova: UAV, meranie ťahu kvadrokoptéry, tenzometrický merací systém

Abstract: The article deals with the measurement of the thrust of a quadcopter using a tensometric measuring system. The article describes the design of the measuring system, respectively its sensing part, which is focused on the selection of sensors suitable for measuring thrust, the construction part, supplemented by analysis and simulations of the mechanical stress

of the construction during the simulation of the three basic flight modes of the quadcopter, and the electrical part, intended for processing signals from sensors and data recalculation. In conclusion, the results of the measurements of the quadrocopter parameters are presented and the emphasis is placed on the possible use of the measurement system in various applications. **Keywords:** UAV, quadcopter thrust measurement, tensometric measurement system

1 Úvod

Bezposádkové prostriedky (UAV) sú v súčasnosti veľmi populárne a používajú sa v rôznych odvetiach priemyslu, napríklad pri leteckom snímkovaní [1], mapovaní terénu [2-3] alebo v doručovacích službách [4-5]. Okrem toho sa tieto bezposádkové prostriedky využívajú aj na stráženie nad záujmovými oblasťami, napríklad policajnými alebo hasičskými zbormi [6-8] a častokrát sú vybavené špeciálnym zariadením. Toto vybavenie častokrát svojou hmotnosťou tvorí výraznú časť celkovej vzletovej hmotnosti UAV. Pri takomto výraznom zaťažení dochádza k zmene letových vlastností UAV, čím stúpajú nároky na pilotáž, najmä za zhoršených poveternostných podmienok. Doterajšia prax vyžaduje po každej zmene špeciálneho vybavenia vykonanie skúšobného letu, počas ktorého operátor vykoná korekcie nastavení palubnej elektroniky stabilizujúcej let prostriedku, čo je v mnohých prípadoch časovo náročné. V súčasnosti dostupné technické riešenia a vynálezy neumožňujú vykonanie korekcií nastavení palubnej elektroniky bez nutnosti vykonania skúšobného letu, alebo bez nutnosti vytvorenia zložitého a časovo náročného kompletného matematického modelu UAV. Vzhľadom na náročnosť modelovania každej z častí UAV a najmä jeho motorovej časti, je možné použiť zjednodušený matematický model dynamiky UAV [9-11]. Takýto model však často nie je experimentálne potvrdený a môže sa výrazne líšiť od skutočných letových vlastností modelovaného UAV. Napriek uvedeným nedostatkom však je možné použiť zjednodušený matematický model, ale musíme vedieť merať parametre UAV a to najmä ťahové charakteristiky motorov. V súčasnosti sa používa niekoľko metód [12-13] avšak je potrebné pri nich demontovať motor z rámu UAV. Z tohto dôvodu bolo potrebné navrhnúť merací systém určený na meranie parametrov UAV, pomocou ktorého je možné merať hmotnosť, celkový ťah a ťahy jednotlivých motorov UAV bez toho, aby bolo potrebné akokoľvek demontovať motorovú časť UAV. Takto namerané parametre môžu v budúcnosti slúžiť ako vstup do zjednodušeného matematického modelu dynamiky UAV, ktorý by umožnil simulovať polohové uhly UAV a jeho polohu v 3D priestore, čo by bolo možné využiť pri ladení konštánt PID regulátorov.

2 Návrh systému pre meranie parametrov UAV

Základnou časťou meracieho systému pre meranie parametrov UAV je mechanická konštrukcia, na ktorú bude možné bezposádkový prostriedok pripevniť a následne merať sily pôsobiace od motorov UAV, ktoré vzniknú dôsledkom pôsobenia ťahu jednotlivých motorov. Okrem konštrukčnej časti je potrebné uvažovať aj s elektrickou časťou, ktorá má slúžiť na spracovanie signálov od snímačov. Pri našom návrhu sme sa zamerali na 4-rotorové bezposádkové prostriedky, z čoho vychádza aj návrh konštrukcie meracieho systému.

Meranie síl prenášaných od motorov UAV je možné realizovať niekoľkými spôsobmi. Medzi najrozšírenejšie spôsoby patrí meranie pomocou tenzometrických snímačov, ktoré sú dobre dostupné a vhodné práve pre takéto aplikácie. Medzi klasické riešenia týchto snímačov patria kovové odporové tenzometre [38]. Snímanie prebieha zmenou ohmického odporu snímacieho prvku, pri zmene mechanického napätia pôsobiaceho na tenzometer. Vzhľadom na použitie sme zvolili tenzometrické snímače sily typu "S", zobrazené na Obr. 1.



Obr. 1: Použité tenzometrické snímače typu "S"

Maximálny rozsah merania pre každý z tenzometrov je podľa výrobcu stanovený do 5 kilogramov. Použité tenzometrické snímače sa vyznačujú nízkou nelinearitou a nízkou hystréziou počas merania. Základné parametre použitých tenzometrických snímačov sú uvedené v tabuľke 1.

Rozsah merania	0-5kg
Citlivosť	$2,0\pm0,05 \mathrm{mV/V}$
Nelinearita	$\leq \pm 0,03\%$ F.S.

Hysterézia	$\leq \pm 0,03\%$ F.S.
Koeficient nulovej teploty	≤±0,03% F.S./10°C
Napájacie napätie	10V ~ 15V
Pracovná teplota	$-20 \sim 80^{\circ} C$

Tab. 1: Základné parametre použitých tenzometrických snímačov

Pri návrhu mechanickej časti bol použitý softvér PTC Creo Parametric, v ktorom bol celý návrh meracieho systému a jeho jednotlivé diely namodelované. Mechanická časť meracieho systému sa skladá zo štyroch základných časti a to upevňovacieho rámu, pomocou ktorého je možné upevnenie UAV k meraciemu systému, prútovej konštrukcie, ktorá slúži k prenosu síl od pohonov UAV, základne, na ktorej je merací systém upevnený a tenzometrických snímačov, určených na snímanie sily. Konštrukčné riešenie meracieho systému je zobrazené na Obr. 2.



Obr. 2: Konštrukčné riešenie meracieho systému

Podstatou mechanickej časti meracieho systému, je prenos síl na tenzometrické snímače. Tieto sily vytvára bezposádkový prostriedok pri jednotlivých akčných zásahoch. Kvôli overeniu funkčnosti navrhnutej konštrukcie, boli pomocou softvéru PTC Creo Parametric vytvorené simulácie zaťažení. Pre potreby simulácie bol vytvorený jednoduchý prútový model, ktorý

úplne postačuje na to, aby mohli byť vyhodnotené jednotlivé zaťaženia, ktoré budú na konštrukciu pôsobiť. Ukážka simulácie pri pôsobení ťahu UAV je zobrazená na Obr. 3.



Obr. 3: Simulácia pôsobenia síl na konštrukciu meracieho systému pri rovnomernom pôsobení ťahu UAV

Snímanie signálov od snímačov zabezpečuje elektrická časť meracieho systému. Úlohou elektrickej časti je spracovať signál z tenzometrických snímačov. Keďže výstupný signál z tenzometrov má nízku napäťovú úroveň (rádovo niekoľko mV), je potrebné tento signál zosilniť na napäťovú úroveň rádovo jednotiek voltov. K zosilneniu sme využili operačný zosilňovač AD620. Tento operačný zosilňovač má vysokú presnosť a jeho zosilnenie je možné nastaviť pomocou jedného predradného rezistora. Elektrickú časť meracieho systému je možné znázorniť pomocou jednoduchej blokovej schémy, ktorá je znázornená na Obr. 4.



Obr. 4: Bloková schéma elektrickej časti meracieho systému

Po analógovom spracovaní sú signály od snímačov ďalej privedené do obvodu merania a digitálneho spracovania signálov. Základom tohto obvodu je mikrokontrolér, ktorého súčasťou je tiež analógovo-digitálny prevodník. Dáta spracované v tomto obvode sú na výstupe filtrované a následne vizualizované na počítači. Problematika filtrácie dát v navrhnutom meracom systéme bola bližšie rozoberaná v samostatnom článku [14], kde bolo testovaných niekoľko rôznych filtračných algoritmov a ich kombinácií. Najlepšie výsledky boli dosiahnuté pri použití trojitého exponenciálneho priemerovacieho filtra (TEMA) s časovou konštantou s hodnotou 0,2 v kombinácii s mediánovým filtrom so šírkou okna 11 vzoriek. Pri použití

takéhoto filtra došlo k zníženiu rozptylu dát o približne 70% voči nefiltrovaným dátam. Okrem filtrácie dát bolo potrebné určiť aj rozlíšenie meracieho systému, ktoré závisí aj od použitého prevodníka. Pri použití 10-bitového prevodníka je rozlíšenie meracieho systému 3,7096 g/bit a pri použití 16-bitového prevodníka je hodnota rozlíšenia 0,0579 g/bit. V súvislosti s potrebou určenia rozlíšenia bolo tiež nevyhnutné identifikovať merací systém z hľadiska určenia jeho prenosovej funkcie, čomu bol taktiež venovaný osobitný článok [15], výstupom ktorého je zistenie že prenosová funkcia meracieho systému vzhľadom na vstupné zaťaženie je lineárna.

3 Meranie t'ahu UAV

Pre potreby merania ťahu sme použili nami navrhnutú kvadrokoptéru, ktorá je zobrazená na Obr. 5.



Obr. 5: Použitá kvadrokoptéra a jej upevnenie na meracom systéme

Rám kvadrokoptéry je vyrobený technológiou 3D tlače a jeho rozmer v diagonále je 45 centimetrov. Na kvadrokoptére boli použité motory typu RAY G3 C2830-1300 BLDC, regulátory RAY G2 30A, batéria s kapacitou 4500 mAh typu 3S LiPo, trojlisté vrtule o rozmere 9x5 palcov a autopilot Pixhawk 4 mini. Hmotnosť kvadrokoptéry je 1,4 kg a jej celkový ťah je 35 N, čo sa potvrdilo aj pri prvotnom meraní celkového ťahu. Výsledok merania celkového ťahu je zobrazený na Obr. 6.



Obr. 6: Celkový nameraný ťah kvadrokoptéry

Po počiatočnom meraní a overení celkového ťahu kvadrokoptéry sme pristúpili k meraniu ťahov jednotlivých motorov kvadrokoptéry. Pri tomto meraní sme vychádzali z referenčných kriviek ťahu pre každý z motorov. Autopilot kvadrokoptéry bol počas merania deaktivovaný z dôvodu zamedzenia nežiadúcich kompenzácii.

Ťah motorov bol nastavovaný pomocou pulzno-šírkovej modulácie (PWM) z ovládača, kde pulz o šírke 1000µs vyjadruje minimálnu hodnotu otáčok a pulz o šírke 2000µs maximálnu hodnotu otáčok, teda ťahu. Pred začatím merania bola na meracom systéme určená váha kvadrokoptéry, potrebná k nastaveniu ofsetu, teda vynulovaniu hodnôt na výstupe zo snímačov. Ťah kvadrokoptéry bol nastavovaný postupne od hodnoty 0% až do 100%. Výsledky meraní a referenčné krivky sú zobrazené na Obr. 7.

Pri vyhodnocovaní výsledkov meraní sme sa zamerali najmä na hodnotu maximálneho nameraného ťahu a túto hodnotu sme porovnávali s hodnotou maximálneho ťahu z referenčných kriviek pre každý z motorov. Rozdiely medzi maximálnou referenčnou hodnotou a maximálnou nameranou hodnotou neprekročili ani pri jednom motore hodnotu 1%. Výsledky meraní sú uvedené v tabuľke 2.



Obr. 7: Referenčné krivky (vľavo) a namerané ťahy (vpravo) jednotlivých motorov.

Motor	1	2	3	4
Referenčný maximálny ťah (N)	8,57	9,00	8,81	8,55
Nameraný maximálny ťah (N)	8,53	8,97	8,77	8,48
Rozdiel v ťahu (%)	0,57	0,34	0,45	0,82

Tab. 2: Výsledky meraní v porovnaní s referenčnými hodnotami

4 Záver

Článok popisuje návrh konštrukčnej a elektrickej časti meracieho systému pre meranie parametrov multirotorových UAV, najmä celkového ťahu a ťahu jednotlivých motorov. Na základe vykonaných meraní a ich výsledkov je v kontexte danej problematiky možné navrhnutý merací systém považovať za presný a je možné ho ďalej využiť pri matematickom modelovaní dynamiky UAV. Takto navrhnutý model dynamiky UAV bude možné použiť napríklad na výpočet polohových uhlov UAV na základe nameraných ťahov jednotlivých motorov a tiež pre potreby ladenia PID regulátorov autopilota, na základe statických laboratórnych meraní. Hlavnou výhodou takéhoto modelu bude najmä skrátenie času potrebného pre ladenie riadiacich algoritmov autopilota a zníženie počtu testovacích letov s UAV. Okrem uvedených možností využitia môže byť merací systém použitý tiež ako výcvikové zariadenie pre operátorov riadenia UAV.

Literatúra

- [1] G. Dering, S. Mickelthwaite, S. T. Thiele, S. A. Vollgger, and A. R. Cruden, "Review of drones, photogrammetry and emerging sensor technology for the study of dykes: Best practices and future potential," *Journal of Volcanology and Geothermal Research*, 2019, DOI: 10.1016/j.jvolgeores.2019.01.018.
- [2] Lipovský, P.; Draganová, K.; Novotňák, J.; Szőke, Z.; Fiľko, M. Indoor Mapping of Magnetic Fields Using UAV Equipped with Fluxgate Magnetometer. Sensors 2021, 21, 4191. https://doi.org/10.3390/s21124191
- [3] Lipovský, P.; Fil'ko, M.; Novotňák, J.; Szöke, Z.; Košuda, M.; Draganová, K. Concept of Magnetic Microwires Based Magne-tometer for UAV Geophysical Survey. In Proceedings of the International Conference on New Trends in Signal Processing (NTSP), Demanovska Dolina, Slovakia, 14-16 October 2020, pp. 1-5.
- [4] J. P. Skrinjar, P. Skorput, and M. Furdic, "Application of Unmanned Aerial Vehicles in Logistic Processes," in *New Technologies, Development and Application*, Springer, 2019, DOI: 10.1007/978/3/319/90893/9-43.
- [5] K.Rana, S. Praharaj, and T. Nanda, "Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): An Emerging technology for Logistics," *International Journal of Business and Management Invention*, vol. 5, pp. 86–92, 2016, ISSN 2319-8028.
- [6] W. W. Greenwood, J. P. Lynch, and D. Zekkos, "Applications of UAVs in Civil Infrastructure," *Journal of Infrastructure Systems*, 2019, DOI: 10.1061/(ASCE)IS.1943-555X.0000464.
- [7] M. A. R. Estrada and A. Ndoma, "The uses of unmanned aerial vehicles -UAV's- (or drones) in social logistic: *Natural disasters response and humanitarian relief aid*," in *ICTE in Transportation and Logistics 2018*, Elsevier, 2019, DOI: 10.1016/j.procs.2019.01.151.
- [8] Y. Zhang, X. Yuan, W. Li, and S. Chen, "Automatic Power Line Inspection Using UAV Images," *Remote Sensing*, 2017, DOI: 10.3390/rs9080824.

- [9] Dief, T. Review: Modeling and Classical Controller Of Quad-rotor. International Journal of Computer. 2015, 5, 314-319.
- [10] Elkholy, H.; Habib, M.K. Dynamic Modeling and Control Techniques for a Quadrotor. In Handbook of Research on Ad-vancements in Robotics and Mechatronics, Habib, M.K.; American university in Cairo, Egypt, 2015, p. 408.
- [11] Al-Shabi, M.A.; Hatamleh, K.S.; Asad, A.A. UAV dynamics model parameters estimation techniques: A comparison study. In 2013 IEEE Jordan Conference on Applied Electrical Engineering and Computing Technologies (AEECT), Amman, Jordan, 03-05 December 2013, pp. 1-6.
- [12] Jakubowski, A.; Kubacki, A.; Minorowicz, B.; Nowak, A. Analysis Thrust for Different Kind of Propellers. Advances in Intel-ligent Systems and Computing Progress in Automation, Robotics and Measuring Techniques, 2015, 350, 85-90.
- [13] Zabunov, S.; Mardirossian, G. Scales for measuring UAV micro-motor static thrust. Aerospace Research in Bulgaria, 2018, 30, 96-102.
- [14] Novotňák, J.; Szöke, Z.; Šmelko, M.; Lipovský, P.; Fiľko, M.; Košuda, M. Simple Filtering Algorithms for the Needs of Meas-uring UAV Parameters. In Proceedings of the International Conference on New Trends in Signal Processing (NTSP), Demanovska Dolina, Slovakia, 14-16 October 2020, pp. 1-5.
- [15] Novotňák, J.; Šmelko, M.; Andoga, R.; Lipovský, P.; Fiľko, M. Modeling of the tensometric measuring system. Acta Avionica. 2019, 21, 18-23.

Pod'akovanie

Táto práca vznikla s podporou grantových agentúr MŠVVaŠ Slovenskej republiky v rámci projektu 045TUKE-4/2022, a s podporou Výskumnej agentúry v rámci projektu s ITMS kódom 313011AUP1.

Martin POLÁŠEK

Pracoviště: Katedra letecké techniky, UO Brno, email: <u>martin.polasek@unob.cz</u>, Jiří NĚMEČEK

Pracoviště: Katedra letecké techniky, UO Brno, email: jiri.nemecek@unob.cz,

Abstrakt: Článek se věnuje popisu metod zamíření zbraní leteckého zaměřovače PDU-39. Každá metoda je stručně představena a jsou uvedeny výchozí matematické vztahy, které dané metody definují. Nakonec jsou popsány pracovní rovnice jednotlivých metod, které představují matematickou interpretaci řešení úlohy zamíření, tedy určení polohy záměrné přímky vůči ose zaměřovače.

Klíčová slova: zamíření zbraní, Runge-Kutta, matice směrových kosinů, LCOS, CCIP

Abstract: The article is devoted to the description of the weapon delivery modes of the PDU-39 gun sight. Each method is briefly introduced and the underlying mathematical relationships that define the methods are given. Finally, the working equations of each method are described, which represent the mathematical interpretation of the solution of the aiming problem, i.e. the determination of the orientation of the line of sight relative to the gun sight axis. **Keywords:** weapon delivery, Runge-Kutta, direction cosine matrix, LCOS, CCIP

1 Úvod

Letecký zaměřovač PDU-39 byl vyvinut, firmou Speel Praha, s.r.o. jako náhrada původního gyroskopického zaměřovače ASP-3 na letounech L-39 v rámci jejich modernizace. Mimo to bude tento zaměřovač využit i na letounu L-39NG. Fyzická podoba průhledového zaměřovače PDU-39 je uvedena na obr. 1. Oproti zmíněnému staršímu typu zaměřovače poskytuje PDU-39 pilotovi letové a navigační informace z palubních sensorů a systémů, tak jak je dnes běžné na moderních průhledových zaměřovačích. Pro použití letecké výzbroje byly do zaměřovače implementovány zbraňové módy pro působení na vzdušné i pozemní cíle. Součástí těchto módů jsou tak tzv. metody zamíření, které představují konkrétní řešení úlohy zamíření příslušného typu munice, včetně odpovídající symboliky, zobrazované na průhledové sklo zaměřovače. V následujících kapitolách budou představeny metody zamíření, které byly implementována do

zaměřovače PDU-39, bude uveden jejich matematický popis a následně i pracovní rovnice jednotlivých metod podle kterých je úloha zamíření řešena.



Obr. 1: Zaměřovač PDU-39 [1]

2 Režim vzduch – vzduch

Při boji proti vzdušným cílům je na zaměřovači PDU-39 použita metoda zamíření zbraní nazývaná LCOS (Lead Computing Optical Sight). Tato metoda je určena k zamíření střelecké výzbroje na vzdušné cíle.

Zaměřovač PDU-39 je také možné použít jako podporu k zamíření řízených střel s infračerveným navedením. V tomto režimu zobrazuje pomocný záměrný symbol ve tvaru písmene X, představující podélnou osu řízené střely, resp. orientaci optické osy koordinátoru před zachycením cíle. Záměrný symbol pak slouží jako reference pro pilota, k nasměrování letounu na cíl. Indikace zachycení cíle je řešena akusticky do sluchátek pilota.

2.1 Metoda LCOS

U metody LCOS se vychází z pohybu cíle a je to tedy tzv. prediktivní metoda. K určení bodu střetnutí střely a cíle (bodu zásahu) se predikuje pohyb cíle v průběhu letu střely. K tomuto je nutné po určitou dobu před výstřelem sledovat cíl pomocí záměrné přímky a předpokládá se, že střílející letadlo se pohybuje ve stejné rovině jako cíl. Po určité době, která bývá menší než 2 s, dojde k ustálení řešení.

K určení úhlu předstihu se využívá vektorové řešení, viz [2], kdy vycházíme ze schématu na obr. 2. Při řešení předpokládáme, že se cíl, v průběhu doby letu střely, pohybuje rovnoměrně přímočaře.



Obr. 2: Vektorové schéma zamíření LCOS

Význam jednotlivých veličin na obr. 2 je následující:

- **D**_y vzdálenost střelby,
- L nadběh cíle,
- **D** počáteční dálka cíle,
- *s* kolmý pokles střely,
- A_y bod zásahu,
- A_0 poloha cíle v okamžiku výstřelu,
- v_0 relativní počáteční rychlost střely,
- v_1 rychlost střílejícího letadla,
- v_2 rychlost cíle,
- β_s úhel snosu,
- ϕ výsledná úhlová oprava (úhel předstihu).

Z obr. 2 můžeme sestavit následující vektorovou rovnici:

$$\boldsymbol{D} = \int_{0}^{t_{y}} (\boldsymbol{v}_{s} - \boldsymbol{v}_{2} - \boldsymbol{g} \cdot \boldsymbol{t} \cdot \boldsymbol{g}^{0}) \mathrm{d}\boldsymbol{t}, \tag{1}$$

kde g – tíhové zrychlení, t – čas, t_y – doba letu střely, v_s – střední rychlost střely, g^0 – jednotkový vektor tíhového zrychlení.

Postupnými úpravami výrazu (1), viz [3], můžeme úhel předstihu vyjádřit následující rovnicí:

$$\boldsymbol{\varphi} = -\frac{D}{v_{\rm sr}} \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \frac{v_0 - v_{\rm sr}}{v_0 + v_1} \cdot \frac{v_1}{v_{\rm sr}} \cdot \boldsymbol{\beta}_{\rm s} - \frac{1}{2} \cdot \frac{g \cdot t_y}{v_{\rm sr}} \cdot \boldsymbol{g}^0 \times \boldsymbol{D}^0,$$
(2)

kde $\dot{\omega}$ – vektor úhlové rychlosti otáčení záměrné přímky, β_s – vektor úhlu snosu, v_{sr} – relativní střední rychlost střely na dráze letu, t_y – doba letu střely, g – tíhové zrychlení.

Starší typy zaměřovačů, jako např. ASP-17 na vrtulníku Mi-24V, řešili úlohu zamíření pro střelbu leteckými kanóny v podstatě v souladu s rovnicí (2). Na zaměřovači PDU-39 je řešení metody LCOS doplněno o vyloučení vlivu manévru střílejícího letounu. V rovnici (2) je zakomponován předpoklad, že střílející letoun se pohybuje rovnoměrně přímočaře. Při vzdušných soubojích však tento předpoklad nemusí vždy platit, zvlášť pokud se bude jednat o agilní cíl. Vektorová rovnice k určení úhlu předstihu, použita na PDU-39, která zahrnuje i manévr střílejícího letounu, má tvar:

$$\boldsymbol{\varphi} = -\frac{D}{v_{\rm sr}} \cdot \left(1 - \frac{v_1 \cdot t_y}{2 \cdot D}\right) \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}} + \frac{v_0 - v_{\rm sr}}{v_0 + v_1} \cdot \frac{v_1}{v_{\rm sr}} \cdot \boldsymbol{\beta}_{\rm s} - \frac{t_y}{2 \cdot v_{\rm sr}} \cdot \boldsymbol{D}^0 \times \boldsymbol{a}_{\rm N},\tag{3}$$

kde $a_{\rm N}$ – vektor normálového zrychlení střílejícího letounu.

3 Režim vzduch – zem

Zaměřovač PDU-39 lze použít i k zamíření zbraní při použití proti pozemním cílům K tomuto účelu využívá metodu CCIP (Continuously Computed Impact Point), tedy metodu spojitého výpočtu bodů dopadu munice na zemský povrch. Tato metoda je využita, jak pro střelbu leteckými kanóny a neřízenými raketami na pozemní cíle, tak i pro letecké bombardování.

3.1 Metoda CCIP

Body dopadu munice na zemský povrch se u metody CCIP, použité na zaměřovači PDU-39, řeší cestou výpočtu dráhy munice. Dráha munice je řešena pomocí diferenciálních rovnic pohybu tělesa v odporujícím prostředí. Bod protnutí dráhy munice a zemského povrchu se pak pilotovi zobrazí na průhledovém displeji v podobě záměrné značky. Výpočet je prováděn kontinuálně, kdy se reflektuje změna hodnot vstupních proměnných a kdy doba řešení je menší než převrácená hodnota snímkové frekvence průhledového displeje, tzn. menší než 1/60 s.

3.1.1 Režim bombardování

V režimu bombardování je dráha munice (v tomto případě pumy) a při řešení pohybových rovnic se vychází z předpokladu zakřivené Země, viz obr. 3. Podoba pohybových rovnic je určena následujícími vztahy, viz [4]:

$$\ddot{r} = r \cdot \dot{L}^2 - g_0 \cdot \frac{R^2}{r^2} - C \cdot \frac{\pi}{8000} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{\rm xe}(M) \cdot \frac{\dot{r}}{v},\tag{4}$$

$$\ddot{L} = -2 \cdot \frac{\dot{r} \cdot \dot{L}}{r} - C \cdot \frac{\pi}{8000} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_{\rm xe}(M) \cdot \frac{\dot{L}}{v},$$

$$v^2 = \dot{r}^2 + r^2 \cdot \dot{L}^2,$$
(5)
(6)

kde: r – průběžná vzdálenost od středu Země k těžišti pumy, R – poloměr Země, C – balistický koeficient pumy, ρ – hustota vzduchu v aktuální nadmořské výšce, v – rychlost pumy, $C_{xe}(M)$

– koeficient etalonového zákona odporu vzduchu, M – Machovo číslo (v/a), a – rychlost zvuku,

L-polární úhel.

Výchozí podmínky pro integraci jsou následující:

- $t_0 = 0; L_0 = 0; r_0 = R + H;$
- $\dot{r}_0 = v_0 \cdot \sin \lambda;$
- $\dot{L}_0 = \frac{v \cdot \cos \lambda}{R+H}$,

kde: H – výška bombardování, λ – úhel střemhlavého letu v okamžiku shozu pumy, v_0 – rychlost pumy v okamžiku shozu.

V okamžiku dopadu pumy na zemský povrch (r = R) jsou prvky dráhy v bodě dopadu následující:

 $t = T; L = L_c; A = R \cdot L_c;$

kde: T – doba pádu pumy, L_c – polární úhel v bodě dopadu pumy, A – dohoz pumy.

Při integraci se vychází z těchto předpokladů:

- Země je považována za kouli o poloměru R = 6 371 210 m,
- Země se neotáčí,
- Atmosféra se vůči zemskému povrchu nepohybuje,
- Charakteristiky atmosféry se blíží charakteristikám standardní atmosféry
- Tíhové zrychlení je nepřímo úměrné čtverci vzdálenosti *r*:

$$g = g_0 \frac{R^2}{r^2},$$

kde: $g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2 - \text{střední hodnota tíhového zrychlení na úrovni moře.}$

Poloha bodu dopadu pumy *C*, v podobě záměrné značky, generovaná na průhledovém displeji, představuje úhlovou odchylku záměrné přímky (spojnice letounu a bodu dopadu munice) od optické osy zaměřovače, která je u PDU-39 kolineární s podélnou osou letounu.



Obr. 3: Dráha pumy při zakřiveném modelu Země

0-bod shozu, H-výška nad cílem, $\lambda-$ úhel střemhlavého letu, v_0- počáteční rychlost shozu, S-vrchol dráhy pumy, L-polární úhel, C-bod dopadu, R-poloměr Země, r_0- počáteční vzdálenost pumy a středu Země, r-vzdálenost pumy od středu Země, $0^\circ -$ střed Země.

3.1.2 Režim střelby leteckými kánony a neřízenými raketami

V tomto režimu se předpokládá, že zemský povrch mezi místem výstřelu a místem dopadu je rovinný a tudíž je použit jiný typ pohybových rovnic. Navíc, v případě neřízených raket, je řešení rozděleno na pohyb na aktivním úseku a pohyb na pasivním úseku. U leteckého kanónu je řešen pohyb střely pouze na pasivním úseku. Na aktivním úseku mají pohybové rovnice tvar [3]:

$$\frac{dv_x}{dt} = \left(\frac{J_1 \cdot m_p}{t_k} \cdot \frac{1}{v} - C \cdot H(z) \cdot G_v \cdot m_0\right) \cdot \frac{v_x}{m_0 - t \cdot \frac{m_p}{t_k}},\tag{7}$$

$$\frac{dv_y}{dt} = \left(\frac{J_1 \cdot m_p}{t_k} \cdot \frac{1}{v} - C \cdot H(z) \cdot G_v \cdot m_0\right) \cdot \frac{v_y}{m_0 - t \cdot \frac{m_p}{t_k}},\tag{8}$$

$$\frac{dv_z}{dt} = \left(\frac{J_1 \cdot m_p}{t_k} \cdot \frac{1}{v} - C \cdot H(z) \cdot G_v \cdot m_0\right) \cdot \frac{v_z}{m_0 - t \cdot \frac{m_p}{t_k}} - g,\tag{9}$$

$$\frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t} = v_x, \frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t} = v_y, \frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}t} = v_z$$

Na pasivním úseku pak pohybové rovnice přejdou na tvar [3]:

$$\frac{dv_x}{dt} = -C_s \cdot H(z) \cdot G_v \cdot v_x,\tag{10}$$

$$\frac{dv_y}{dt} = -C_s \cdot H(z) \cdot G_v \cdot v_y, \tag{11}$$

$$\frac{dv_z}{dt} = -C_s \cdot H(z) \cdot G_v \cdot v_z - g, \tag{12}$$

kde: $C_{\rm s} = \frac{i \cdot d^2}{m_0 - m_p} \cdot 10^3$ – balistický koeficient na pasivním úseku dráhy (*i* – koeficient tvaru, *d* – ráže střely, m_0 – počáteční hmotnost střely, m_p – hmotnost tuhé pohonné hmoty), $C = C_{\rm s} \cdot \frac{m_0 - \Delta m_p}{m_0}$ – balistický koeficient na aktivním úseku dráhy ($\Delta m_p = m_p - \frac{t}{t_{\rm k}} \cdot m_p$ – změna hmotnosti tuhé pohonné hmoty v čase, *t* – doba letu rakety, *t*_k – doba hoření raketového motoru), J_1 – specifický impuls raketového motoru, $H(z) = \frac{\rho}{\rho_0} \cong \frac{20000 - z}{20000 + z}$ – funkce výšky (ρ – hustota vzduchu ve výšce letu střely, ρ_0 – hustota vzduchu v nulové nadmořské výšce, *z* – barometrická výška letu střely), $G_{\rm v}$ – funkce zahrnující odpor vzduchu.

$$G_{\rm v} = \frac{F(v)}{v},\tag{13}$$

kde: F(v) – funkce odporu vzduchu, v – rychlost letu střely.

K určení balistických vlastností LNR se, jako funkce odporu vzduchu F(v), nejčastěji používá Siacciho zákon. Funkce odporu vzduchu podle Siacciho zákona je pak dána rovnicí, viz [5]:

$$F(v) = 0,2002 \cdot v - 48,05 + \sqrt{(0,1648 \cdot v - 47,95)^2 + 9,6} + \frac{0,0442 \cdot v \cdot (v - 300)}{371 + (v/200)^{10}},$$
(14)

V tomto režimu je výpočtem určen bod dopadu munice v lokální zemské souřadné soustavě. Relativní poloha bodu dopadu v zemských souřadnicích je přepočítána do letadlové souřadné soustavy pomocí matic směrových kosinů. Tak jako u bombardování je vypočítán úhel mezi podélnou osou letounu a záměrnou přímkou a o tento úhel je vychýlena záměrná značka vůči optické ose zaměřovače.

4 Pracovní rovnice zaměřovače PDU-39

Pracovní rovnice zaměřovače představují upravené obecné rovnice úlohy zamíření, které jsou implementované pro daný konkrétní zaměřovač. Úpravy se týkají především vyjádření řešení v souřadnicové soustavě zaměřovače, způsobu určení vstupních veličin a balistických parametrů munice.

4.1 Pracovní rovnice metody LCOS

U metody LCOS se vychází z obecného vyjádření úhlu předstihu, viz (3). Nejdříve se převede rovnice (3) z vektorového do složkového tvaru v souřadném systému zaměřovače:

Jednotlivé složky vektoru $\boldsymbol{\varphi}$ v s. s. zaměřovače pak můžeme vyjádřit takto:

$$\varphi_{z} = \omega_{s} \cdot \frac{D}{v_{s} - v_{1}} \cdot \left(1 - \frac{v_{1} \cdot t_{y}}{2 \cdot D}\right) - \left(\frac{v_{0} - v_{sr}}{v_{0} + v_{1}} \cdot \frac{v_{1}}{v_{sr}}\right) \cdot \alpha_{NZ} + \frac{t_{y}}{2 \cdot (v_{s} - v_{1})} \cdot a_{N} + B,$$

$$(15)$$

$$\varphi_{y} = \omega_{k} \cdot \frac{D}{v_{s} - v_{1}} \cdot \left(1 - \frac{v_{1} \cdot t_{y}}{2 \cdot D}\right) - \left(\frac{v_{0} - v_{sr}}{v_{0} + v_{1}} \cdot \frac{v_{1}}{v_{sr}}\right) \cdot \beta,$$
(16)

kde: α_{NZ} – úhel náběhu letadla odečítaný od osy zaměřovače, ω_s , ω_k – složky úhlové rychlosti dálkové přímky (záměrné) v rovině symetrie letadla, resp. v rovině křídel, v_{sr} – relativní střední rychlost střely, $v_{sr} = v_s - v_1$ (platí pro nepohyblivou zbraň), β – úhel vybočení, B – oprava na paralaxu zbraně (rad), $B = \operatorname{arctg} \frac{\Delta_{zbr}}{D}$.

Orientace s. s. zaměřovače vůči s. s. spojenému se záměrnou přímkou je uvedena na obr. 4.



Obr. 4: Orientace os zaměřovače vůči vektoru dálky D $x_z, y_z, z_z - osy záměrného systému, x_D, y_D, z_D - osy určující orientaci dálkové přímky,$

Jelikož je zaměřovač PDU-39 určen pro letoun bez radiolokátoru, není možné měřit úhlovou rychlost dálkové přímky přímo. Místo toho se využívá nepřímé měření uhlové rychlosti dálkové přímky, kdy složky ω_s a ω_k můžeme vyjádřit podle následujících vztahů:

$$\omega_{\rm s} = \omega_{y\rm L} - \dot{\varphi}_z - \varphi_y \cdot \omega_{x\rm L},\tag{17}$$

$$\omega_{k} = -\omega_{zL} - \dot{\varphi}_{y} + \varphi_{z} \cdot \omega_{xL}, \tag{18}$$

kde: ω_{xL} , ω_{yL} , ω_{zL} – úhlové rychlosti otáčení letadla v ose *x*, *y* a *z*, $\dot{\phi}_y$, $\dot{\phi}_z$ – derivace složek úhlu předstihu, $\phi_y \cdot \omega_{xL}$, $\phi_z \cdot \omega_{xL}$ – složky úhlových rychlostí ω_s , ω_k , způsobené otáčením letadla kolem podélné osy (tzv. křížové vazby).

V rovnicích (15, 16) figurují dvě veličiny, které nelze měřit, ale pouze přibližně určit. Tyto veličiny jsou doba letu střely t_y a relativní střední rychlost střely v_{sr} . U zaměřovače PDU-39 se předpokládá použití leteckého kanónu Gš-23L, u kterého se k určení v_{sr} využívá aproximační vztah ve tvaru, viz [6]:

$$v_{\rm s} = v_{01} - (a_1 + a_2 \cdot v_1) \cdot H(z) \cdot D_{\rm y},\tag{19}$$

kde: a_1, a_2 – aproximační koeficienty, $a_1 = 0,198 \text{ s}^{-1}, a_2 = 0,252 \cdot 10^{-3} \text{ m}^{-1}, H(z)$ – funkce výšky.

Vstupní parametr funkce výšky H(z), parametr *z*, představuje nadmořskou výšku letadla v okamžiku střelby. Výstupem zmíněné funkce je poměr hustoty vzduchu v nadmořské výšce *z* ku hustotě vzduchu na hladině moře v podmínkách standardní atmosféry.

Pro odhad D_y se pak nejčastěji používá výraz [6]:

$$D_{\rm y} \approx D + (v_1 + \dot{D})t_{\rm y} = \frac{D}{1 - \frac{v_1 + \dot{D}}{v_{\rm s}}},$$
 (20)

Výpočet hodnot v_s a D_y pak probíhá v iteračním cyklu. Nejdříve se vypočítá v_s podle vztahu (19) s tím, že $D_y = D$. Ve druhém kroku se vypočítá dálka D_y podle vzorce (20), kdy za v_s se dosadí hodnota určená v předchozím kroku. Oba kroky se opakují, dokud nejsou změny hodnot v_s a D_y zanedbatelné (maximálně 10 iterací).

Hodnotu počáteční dálky střelby, parametru *D*, lze měřit s pomocí radiolokátoru, případně pomocí optického dálkoměru. U zaměřovače PDU-39 je parametr *D* předem nastaven a pilot tedy musí danou vzdálenost co nejpřesněji dodržet. Jako pomůcka k určení správné počáteční vzdálenosti střelby slouží kružnice, která má střed totožný s polohou záměrné přímky, a jejíž průměr je dán nastavenou vzdáleností *D* a zadaným rozpětím křídel cíle. Pokud se konce křídel cíle budou pomyslně dotýkat vnitřní strany kružnice, nachází se cíl v nastavené vzdálenosti *D*. Vypočítané hodnoty φ_y a φ_z představují požadovanou úhlovou polohu záměrného obrazce (záměrné přímky) vůči ose zbraně (optické ose zaměřovače) v souřadné soustavě zaměřovače, viz obr. 4.

Na obr. 5 je uveden příklad zobrazení metody LCOS na zaměřovači PDU-39.



Obr. 5: Zobrazení metody LCOS na PDU-39

4.2 Pracovní rovnice metody CCIP

U metody CCIP závisí podoba pracovních rovnic na tom, jaký druh munice je zvolen. Při volbě leteckých pum vychází pracovní rovnice zaměřovače z diferenciálních rovnic (4, 5, 6). Při volbě leteckých neřízených raket a leteckého kanónu je řešení prováděno s využitím rovnic (7, 8, 9), resp. (10, 11, 12).

4.2.1 Letecké bombardování

V rovnicích (4, 5) se objevují dva parametry, které v sobě dohromady zahrnují balistické vlastnosti konkrétního typu letecké pumy. Jsou to parametry balistický koeficient *C* a koeficient čelního odporu etalonové pumy C_{xe} . Průběh koeficientu čelního odporu etalonové pumy se označuje jako zákon odporu vzduchu. Místo balistického koeficientu se v praxi, u leteckých pum sovětské výroby, používá parametr Θ – charakteristická dob pádu pumy. Tento parametr souvisí s použitým zákonem odporu vzduchu, kdy se v současnosti využívá zákon nazvaný AB-63. Vzorec pro výpočet balistického koeficientu *C* z parametru Θ , při použití výše uvedeného zákona odporu vzduchu, má tvar:

$$C = (\Theta - 20,202)/1,665.$$
(21)

Průběh zákona odporu vzduchu AB-63 a zákona odporu vzduchu podle Siacciho, který bude zmíněn v další části, je uveden na obr. 6.



Obr. 6: Průběhy zákona odporu vzduchu AB-63 a Siacci

Diferenciální rovnice (4, 5, 6) jsou řešeny metodou Runge-Kutta čtvrtého řádu, kdy řešení končí v okamžiku, když parametr r (vzdálenost pumy od středu Země) je roven poloměru Země R s připočtenou nadmořskou výškou cíle ΔH . Z polárního úhlu bodu dopadu L_c je pak vypočítán dohoz pumy A podle vzorce:

$$A = (R + \Delta H) \cdot L_{\rm c}.$$
(22)

Poloha záměrné značky je dána:

$$\varphi_z = \tan^{-1} \left(\frac{(H - \Delta H)}{A} \right) + \theta, \tag{23}$$

kde: H – nadmořská výška shozu pumy, θ – úhel podélného sklonu letadla.

Za bezvětří a nulového příčného náklonu letadla je složka v rovině křídel rovna úhlu vybočení letadla, tedy $\varphi_y = \beta$. Při znalosti směru a velikosti větru je dohoz *A* rozdělen na dvě složky, na podélný A_p a stranový (bočný) dohoz A_b :

$$A_p = A + W \cdot T \cdot \cos \varepsilon, \tag{24}$$

$$A_b = W \cdot T \cdot \sin \varepsilon, \tag{25}$$

kde: W – rychlost větru, T – doba pádu pumy, ε – kurzový úhle větru vůči rovině shozu.

Výsledné pracovní rovince, které zahrnují vliv snosu větrem i vliv příčného náklonu letadla ψ , mají následující tvar:

$$\varphi_z = (\tan^{-1} \left(\frac{(H - \Delta H)}{A_W} \right) + \theta) \cdot \cos \psi + (\tan^{-1} \left(A_b, A_p \right) + \beta) \cdot \sin \psi, \tag{27}$$

$$\varphi_{y} = -(\tan^{-1}\left(\frac{(H - \Delta H)}{A_{W}} + \theta\right) \cdot \sin\psi + (\tan^{-1}(A_{b}, A_{p}) + \beta) \cdot \cos\psi, \qquad (28)$$

$$A_W = \sqrt{A_p^2 + A_b^2}.$$



Na obr. 7 je uveden příklad zobrazení metody CCIP pro letecké pumy na zaměřovači PDU-39.

Obr. 7: Zobrazení metody CCIP pro letecké pumy na PDU-39

4.2.2 Střelba na pozemní cíle

U střelby neřízenými raketami na pozemní cíle je řešení bodu dopadu rozděleno do dvou etap. První etapa představuje tu část letu střely, kdy pracuje raketový motor, tzv. aktivní úsek. Druhá etapa nastává po dohoření tuhé pohonné hmoty raketového motoru, tzv. pasivní úsek. Rovnice pro aktivní úsek (7, 8, 9) tak i pasivní úsek (10, 11, 12) jsou opět řešeny metodou Range-Kutta čtvrtého řádu. U střelby leteckým kanónem na pozemní cíl, je řešení prováděno pouze pro pasivní úsek. Řešení končí v okamžiku, kdy je souřadnice vertikálního pohybu munice rovna výšce nad cílem v okamžiku shozu.

Oproti leteckému bombardování, kde je řešení prováděno v rovině shozu (2D), je při letecké střelbě prováděno ve třech dimenzích (3D). Očekává se, že počáteční vektor rychlosti střely nemusí být kolineární s vektorem rychlosti letadla.

Balistické vlastnosti munice jsou opět zahrnuty v rámci balistického koeficientu *C* spolu se zákonem odporu vzduchu. V tomto případě byl využit zákon odporu vzduchu podle Siacciho, viz (14).

Výsledkem řešení diferenciálních rovnic je poloha bodu dopadu v místní zemské souřadné soustavě, kdy osy x, y a z jsou kolineární s letadlovými osami x_L , y_L a z_L (dle ICAO). Pokud jsou k dispozici údaje o rychlosti a směru větru, dojde k výpočtu odchylky bodu dopadu v důsledku snosu větrem a o tyto odchylky je opravena poloha bodu dopadu místní zemské souřadné soustavě. Použité rovnice jsou obdobné rovnicím (24, 25). Následně je poloha bodu

dopadu, s využitím matice směrových kosinů, přepočítána do letadlových souřadnic. Jelikož je poloha bodu dopadu vyjádřena v místní zemské s. s. je kurzový uhel $\phi = 0$. Transformační matice má poté tvar:

$$\mathbf{Q}_{n}^{b} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ \sin\theta \cdot \sin\psi & \cos\psi & \cos\theta \cdot \sin\psi \\ \sin\theta \cdot \cos\psi & -\sin\psi & \cos\theta \cdot \cos\psi \end{bmatrix},$$
(29)

Poloha bodu dopadu v letadlové s. s. Cb se vyjádří jako:

$$\mathbf{C}_{\mathrm{b}} = \mathbf{Q}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}} \cdot \mathbf{C}_{\mathrm{n}},\tag{30}$$

kde: $\mathbf{C}_{b} = [C_{bx}, C_{by}, C_{bz}]$ – vektor polohy bodu dopadu v letadlové s. s., $\mathbf{C}_{n} = [C_{nx}, C_{ny}, C_{nz}]$ – vektor polohy bodu dopadu v místní zemské s. s.

Jelikož je poloha bodu dopadu vyjádřena přímo v letadlové s. s., není potřeba zahrnovat vliv příčného náklonu letadla. Složky úhlové polohy záměrné značky mají tvar:

$$\varphi_z = \tan^{-1} \binom{C_{bz}}{C_{bx}},\tag{31}$$

$$\varphi_y = \tan^{-1} \binom{C_{by}}{C_{bx}}.$$
(32)

Na obr. 8 je uveden příklad zobrazení metody CCIP při střelbě neřízenými raketami.



Obr. 8: Zobrazení metody CCIP pro neřízené rakety na PDU-39

5 Závěr

Letecký zaměřovač PDU-39 je určen jako nástupce zaměřovače ASP-3 na modernizovaných verzích letounu L-39 a také pro letoun L-39NG. I přesto, že zmíněné letouny nemají radiolokátor, přináší nový zaměřovač s uvedenými metodami zamíření, podstatné vylepšení do

procesu použití zbraní. Díky průběžnému výpočtu úhlových oprav, které reflektují aktuální podmínky letu, je možné provádět zteče s daleko větší přesností a v kratším čase. Z pohledu výcviku si piloti osvojí použití uvedených metod zamíření, jejichž obdobu lze nalézt na pokročilejších typech letounů. Umožní to tak, v této oblasti, zkrátit dobu výcviku při přechodu na vyšší typ.

V další fázi bude doplněna metoda CCRP (Continuous Computing Release Point), tedy metoda s výpočtem bodu shozu letecké pumy. Mimo to bude doplněn výcvikový mód, který umožní výcvik ztečí na simulovaný vzdušný cíl, jehož silueta se bude vykreslovat na průhledovém displeji.

Literatura

- [1] Průhledový displej PDU-39. Speel.cz [online]. [cit. 2022-10-03]. Dostupné z: https://speel.cz/pruhledovy-displej-pdu-39/
- [2] HERMELIN, Solo. Computing Gunsight, Head Up Displays & Head Mounted Displays
 [online]. [vid. 2019-04-05]. Dostupné z: https://onedrive.live.com/embed?cid=
 58AC07F77D1B50D2&resid=58AC07F77D1B50D2%213887&em=2&wdSlideId=33
 1&wdModeSwitchTime=1379136409413
- [3] NĚMEČEK, Jiří, POLÁŠEK, Martin, BAJER, Josef. Systémy letecké výzbroje.
 [skripta]. Brno: Univerzita obrany v Brně, 2019, 309 s. ISBN 978-80-7582-130-0.
- [4] Balistické tabulky pro bombardování z vodorovného letu: LET-4-2. Praha, 1967.
- [5] EFREMOV, Albert. Approximation of the air resistance law of 1943. Science and Education of the Bauman MSTU [online]. 2013, 13(10) [cit. 2015-09-10]. DOI: 10.7463/1013.0609269.
- [6] MOLL, V., NĚMEČEK, J., ŠVEC, Z. Palubní systémy zamíření zbraní IV. Brno: Vojenská akademie v Brně, 2004. 119 s.

Dedikace

Tento článek byl zpracován za podpory specifického výzkumu "Implementace moderních technologií v avionických systémech" a dlouhodobého záměru rozvoje organizace "Vedení operací ve vzdušném prostoru - AIROPS".

Certifikační proces vojenského letounu L-39NG z hlediska bezpečnosti a spolehlivosti Certification process of L-39NG military jet aircraft from the safety and reliability perspective

Milan PŠENIČKA

Pracoviště: AERO Vodochody AEROSPACE a.s., U Letiště 374, Odolena Voda, Czech Republic, email: <u>milan.psenicka@aero.cz</u>,

Michaela FUKALOVÁ

Pracoviště: AERO Vodochody AEROSPACE a.s., U Letiště 374, Odolena Voda, Czech Republic, email: <u>michaela.fukalova@aero.cz</u>,

Abstrakt: V leteckém průmyslu obecně jsou kladeny vysoké požadavky na spolehlivost a bezpečnost tak, aby se eliminovala veškerá možná bezpečnostní rizika, případně se tato rizika minimalizovala tam, kde je odstranit nelze. V tomto příspěvku budeme prezentovat pohled na certifikační proces vojenského letounu L-39NG z hlediska bezpečnosti a spolehlivosti v návaznosti na příslušné vojenské, ale i civilní normy. Tyto certifikační aktivity budou následně zasazeny do kontextu celkového života letounu ve snaze o zajištění maximální spolehlivosti a bezpečnosti letounu za přijatelnou cenu jak pro zákazníka, tak pro výrobce. Klíčová slova: spolehlivost, bezpečnost, certifikační proces, normy

Abstract: In the aviation industry in general, high requirements are placed on reliability and safety in order to eliminate all possible safety risks, or to minimize these risks where they cannot be eliminated. In this post, we will present a view of the certification process of the L-39NG military aircraft from the point of view of safety and reliability, following the relevant military as well as civil standards. These certification activities will subsequently be placed in the context of the overall life of the aircraft in effort to ensure maximum reliability and safety of the aircraft at an acceptable price for both the customer and the manufacturer. **Keywords:** reliability, safety, certification process, standards

1 Úvod – bezpečnost a spolehlivost

S narůstající komplexitou a provázaností systémů jsou stále více kladeny požadavky na bezpečnost a spolehlivost systémů, a to nejen v oblasti letectví, ale rovněž například v automobilovém průmyslu, jaderné energetice, zdravotnictví apod. V leteckém průmyslu je kladen důraz na dosažení požadované úrovně bezpečnosti a spolehlivosti provozované techniky, přičemž je potřeba požadovanou úroveň zajistit po celý životní cyklus daného letounu. Ačkoliv není vždy možné předpovědět veškeré možné události, které mohou v provozu nastat, je nutné provést důkladnou bezpečnostní analýzu letounu již v rámci jeho vývoje, kde je možné včas odhalit bezpečnostní rizika, jež by mohla mít po zavedení do provozu nežádoucí bezpečnostní i ekonomické následky. Identifikovaná bezpečnostní rizika by měla být eliminována, případně adekvátně zmírněna, pokud jejich odstranění není možné.

2 Normy využitelné v certifikačním procesu v oblasti bezpečnosti a spolehlivosti

V rámci certifikačního procesu jsou využívány příslušné vojenské a civilní normy, případně jejich kombinace, spolu s dalšími poradními materiály pro stanovení limitů přijatelného rizika a pro provedení příslušných analýz v oblasti bezpečnosti a spolehlivosti.

2.1 EMACC

Pro letoun L-39NG je základním dokumentem stanovujícím kritéria pro certifikaci letové způsobilosti je tzv. EMACC (European Military Airworthiness Certification Criteria). EMACC mimo jiné definuje certifikační základnu rovněž pro bezpečnost a spolehlivost, a to v kapitole 14. System Safety, jež popisuje kritéria pro vytvoření a implementaci komplexního programu bezpečnosti/spolehlivosti systému. Vzhledem k obecné povaze těchto kritérií uvádí EMACC další dílčí dokumenty, které blíže specifikují způsob splnění jednotlivých požadavků a jsou tak využitelné pro prokázání jednotlivých bodů 14. kapitoly v dokumentu EMACC [1].

2.2 MIL-STD-882E

Jednou z nejvíce využívaných vojenských norem, kterou EMACC explicitně uvádí, je MIL-STD-882E, která je zaměřena na popis požadavků týkajících se řízení rizik, tedy především na prvotní identifikaci nebezpečí, ohodnocení rizik a jejich následnou eliminaci či zmírnění. Pro ohodnocení rizika je nezbytné stanovit závažnost důsledků nežádoucího jevu (poruchy, ztráty funkce) a pravděpodobnost jeho výskytu [2]. Následně je možné příslušné riziko kategorizovat jako vysoké, závažné, střední, nízké dle matice ohodnocení rizik uvedené v tabulce 1.

Matice hodnocení rizik / Risk Assessment Matrix							
Závažnost Pravdě- podobnost	Katastrofická (1) Catastrophic (1)	Kritická (2) Critical (2)	Závažná (3) Marginal (3)	Nezávažná (4) Negligible (4)			
Četné (A)	Vysoké	Vysoké	Závažné	Střední			
Frequent (A)	High	High	Serious	Medium			
Pravděpodobné (B)	Vysoké	Vysoké	Závažné	Střední			
Probable (B)	High	High	Serious	Medium			
Občasné (C)	Vysoké	Závažné	Střední	Nízké			
Occasional (C)	High	Serious	Medium	Low			
Málo pravděpodobné (D)	Závažné	Střední	Střední	Nízké			
Remote (D)	Serious	Medium	Medium	Low			
Nepravděpodobné (E)	Střední	Střední	Střední	Nízké			
Improbable (E)	Medium	Medium	Medium	Low			
Vyloučené (F)	Vyloučené						
Eliminated (F)	Eliminated						

Obr. 1: Matice hodnocení rizik dle MIL-STD-882E [2]

2.3 SAE ARP476

Dalším použitelným dokumentem je SAE ARP476. Jedná se o civilní metodiku pro vypracování analýz v oblasti bezpečnosti představující pokyny pro provádění procesu hodnocení bezpečnosti systému. Tento proces tvoří 3 základní fáze – FHA (Functional Hazard Assessment), PSSA (Preliminary System Safety Assessment), SSA (System Safety Assessment). SAE ARP476 přibližuje každou z uvedených fází a dále popisuje bezpečnostní analýzy, jako např. FTA (Fault Tree Analysis), FMEA (Failure Modes and Effect Analysis) apod., které jsou využitelné v rámci procesu hodnocení bezpečnosti [3].

2.4 AC 23.1309

Dokument AC 23.1309 (Advisory Circular) představuje přijatelné, nikoli však jediné, způsoby prokazování shody s požadavky § 23.1309 pro letadla kategorie CS-23 a je přímo zaměřen na problematiku analýzy a hodnocení bezpečnosti systému. Z používaných metod popisuje především základní způsob provedení FHA, další typy bezpečnostních analýz uvádí spíše přehledově. Na mnoha místech se pro větší detail přímo odkazuje na SAE ARP476 [4].

3 Analýzy bezpečnosti a spolehlivosti

Proces posouzení bezpečnosti je nedílnou součástí certifikačního procesu letounu. Začíná již během vývojové fáze letounu, kde se posuzují různá konstrukční řešení, následuje posouzení bezpečnosti a spolehlivosti pro finální konstrukční řešení a validace vůči použitým certifikačním požadavkům. Posuzování bezpečnosti a spolehlivosti nicméně nekončí ani úspěšným ukončením certifikačního procesu, ale sledují se provozní spolehlivostní parametry letounu během celé technické doby života letounu a stanovené parametry během vývoje letounu se tímto iterativně ověřují. Obecně se jedná jak o kvalitativní, tak kvantitativní proces, během něhož mohou být využity různé typy bezpečnostních analýz. Tyto bezpečnostní analýzy lze dělit na induktivní a deduktivní.

3.1 Induktivní postup

Induktivní postup se vyznačuje tím, že se analýzy provádí od elementárních problémů k problémům na vyšší úrovni. Začíná se analýzou funkcí a poruch prvků na nejnižší úrovni systému a postupně se přechází k analýze poruch a důsledků těchto poruch na vyšší úrovně systému až k poruchám systému jako celku [5]. Typickým příkladem analýzy praktikující induktivní postup je FMEA neboli analýza možného výskytu a vlivu vad, což je strukturovaná analýza, která slouží ke stanovení poruchových stavů jednotlivých prvků systému a následnému posouzení jejich příčin a potenciálních důsledků na celý systém. Identifikované poruchové stavy hodnotí z hlediska závažnosti, pravděpodobnosti a možnosti detekce a na základě toho umožňuje odhalit poruchy prvků, které jsou z pohledu bezpečnosti kritické a je nutné pro ně stanovit nápravná opatření.

3.2 Deduktivní postup

Deduktivní postup je typický prováděním analýz od problémů na globální úrovni k elementárním problémům. Nejprve se začíná analýzou poruch na úrovni systému jako celku a postupně se přechází k posouzení příčin těchto poruch až k poruchám jednotlivých prvků

systému [5]. Jako příklad může být uvedena FTA neboli analýza stromu poruchových stavů. Základem této analýzy je vrcholová nežádoucí událost (porucha, ztráta funkce) a na ní logicky navázané příčiny, které mohou k dané události přispět, nebo ji přímo způsobit. Oproti výše uvedené FMEA, jež se zaměřuje zejména na jednotlivé prvky a poruchové stavy, FTA uvažuje rovněž kombinace poruchových stavů, což je nezbytné pro složité systémy.

3.3 Systémový přístup

Vzhledem k neustále se zvyšující komplexitě a provázanosti systémů se začíná využívat systémový přístup k bezpečnosti, který se zaměřuje jak na hardware a software, tak na neopomenutelnou roli člověka v systému. Veškeré tyto složky dává do kontextu celého systému a zabývá se jejich vzájemnými interakcemi. Průkopníkem v tomto přístupu je analýza STPA (System-Theoretic Process Analysis). Jedná se o proaktivní analýzu nebezpečí vycházející z bezpečnostního modelu STAMP (System-Theoretic Accident Model and Process) a může být podobně jako výše zmíněné analýzy FTA a FMEA použita již při vývoji daného systému [6]. Oproti FTA a FMEA, které jsou zaměřeny výhradně na poruchové stavy v systému, se STPA zaměřuje na problematiku řízení v rámci systému a v několika studiích se ukazuje jako výhodnější právě pro komplexní systémy, mezi které se zcela jistě řadí i letecká technika. Ačkoliv analýza STPA nebyla v rámci certifikačního procesu letounu L-39NG využita, jedná se o analýzu, která by mohla být použita v budoucích procesech posouzení bezpečnosti.

4 Certifikační proces L-39NG

V rámci posouzení bezpečnosti je během certifikačního procesu letounu nezbytné identifikovat poruchové stavy letounu a pokusit se o jejich odstranění, případně o minimalizaci, buď ve smyslu snížení závažnosti důsledku daného poruchového stavu, nebo snížení pravděpodobnosti jeho vzniku. V průběhu certifikace letounu L-39NG byl využit proces posouzení bezpečnosti sestávající především z níže uvedených kroků, přičemž formát a metodika FHA (PFHA) a SSA je dána postupem dle SAE ARP4761 [3].



Schéma 1: Schéma provázanosti jednotlivých analýz bezpečnosti a spolehlivosti v průběhu vývoje letounu L-39NG

4.1 Vývojová fáze – počáteční

Během počáteční vývojové fáze letounu L-39NG byl nejprve vypracován tzv. Předběžný program bezpečnosti a spolehlivosti letounu, který za tuto oblast stanovoval metodický postup vypracování jednotlivých analýz včetně předběžného harmonogramu. Jedná se tedy o jednotící dokument jak předpisem daných požadavků, tak i nastoleným postupem průkazu pomocí vybraných metod, to vše v době, kdy není finální konstrukční řešení a pracuje se tedy s několika možnými variantami zároveň. Tento dokument byl následně předložen příslušnému dozorujícímu orgánu pro posouzení vhodnosti zvolených metod. Po odsouhlasení obecného schématu práce byla vytvořena PFHA analýza zaměřená na identifikací jednotlivých funkcí týkajících se dílčích systémů letounu. Následně byly stanoveny možné poruchové stavy těchto funkcí, a to s uvážením jednotlivých ale i kombinovaných poruch, které vyžadují hlubší znalosti interakce mezi systémy. Dalším krokem bylo určení, při kterých fázích letu se daný poruchový stav může vyskytnout a jaké jsou jeho důsledky jak na letoun, tak na posádku. Následovala klasifikace závažnosti důsledku poruchového stavu, při níž byla využita kategorizace 1–4 (katastrofická – nezávažná) vycházející ze standardu MIL-STD-882E [2].

4.2 Vývojová fáze - finální

Během postupné finalizace konstrukčních řešení všech letounových systémů byla vypracována systémová SSA analýza, kde byla pozornost zaměřena na každý jednotlivý systém samostatně. Došlo k analýze každého poruchového stavu s tím, že detailnější posouzení vyžadovaly poruchy, které byly v FHA ohodnoceny z hlediska závažnosti jako "katastrofické", nebo "kritické". V rámci SSA byla využita analýza FTA (případně také FMEA/FMECA od dodavatelů jednotlivých agregátů) a výsledkem bylo stanovení pravděpodobnosti výskytu daného poruchového stavu vycházející rovněž ze standardu MIL-STD-882E [2]. Kombinací závažnosti a pravděpodobnosti mohla být následně určena výsledná hodnota RAC (Risk

Assessment Code) pro každý poruchový stav konkrétního systému, která udává tzv. míru přijatelnosti rizika.

Veškeré tyto informace získané na úrovni jednotlivých systémů letounu byly následně zapracovány do finální letounové FHA analýzy, která pak slouží jako jeden z hlavních podkladových dokumentů. Činnosti za celou vývojovou fázi za oblast bezpečnosti a spolehlivosti jsou shrnuty v tzv. Finálním programu bezpečnosti a spolehlivosti, kterýžto vychází z tzv. Předběžného programu bezpečnosti a spolehlivosti, avšak doplněného o odkazy na konkrétní vypracované zprávy a který hovoří o finální konstrukční variantě letounu v typovém stavu.

4.3 Certifikační fáze

Z hlediska samotné certifikační fáze letounu byl nejprve vydán tzv. Plán vývoje a certifikace za oblast bezpečnosti a spolehlivosti, který pro danou oblast EMACC [1] stanovuje certifikační základnu. Konkrétně v našem případě pro každý bod kapitoly 14. System Safety certifikačních požadavků EMACC [1] stanovuje vhodný prováděcí předpis MIL-STD, DEF-STAN, CS 23.1309, SAE ARP 4761 a také tzv. MoC (Means of Complience), neboli způsob průkazu.

Po odsouhlasení takto vydefinované certifikační základny dohledacím úřadem byl vypracován Průkaz bezpečnosti a spolehlivosti, který propojuje tyto certifikační požadavky (s příslušným prováděcím předpisem) a vypracované analýzy bezpečnosti z Finálního programu bezpečnosti a spolehlivosti. Hlavním a vrcholovým certifikačním dokumentem za celou oblast bezpečnosti a spolehlivosti je tedy Průkaz bezpečnosti a spolehlivosti.

5 Závěr

Posouzení bezpečnosti a spolehlivosti ať už jednotlivých agregátů, nebo letounu jako celku, je nedílnou součástí nejen certifikačního procesu daného produktu, ale má své místo během jeho celého životního cyklu. Veškeré používané intenzity poruch pro výpočty v rámci FTA analýz jsou založené na provozních datech, ať už se jedná o data od výrobce, nebo o data založená na dlouhodobém sledování provozu vojenské techniky kondenzovaná ve veřejně dostupných databázích např. MIL-HBK-217. Proto obecně není možné od sebe oddělit sběr provozních dat od jakýchkoliv bezpečnostních analýz a chceme-li kvalitně a spolehlivě prokazovat úrovně bezpečnosti produktu během certifikačního procesu, musíme také kvalitně a detailně sbírat provozní data.

Literatura

- [1] MAWA Forum, European Military Airworthiness Certification Criteria (EMACC)
 [online], 2018, 662 str. [cit. 2022-09-22]. Dostupné z: https://eda.europa.eu/docs/default-source/documents/emacc-hdbk-edition-3-0-(1-feb-2018)---endorsed-for-release.pdf
- U.S. Department of Defense, MIL-STD-882E. Department of Defense Standard Practice: System Safety [online], 2012, 104 str. [cit. 2022-09-22]. Dostupné z: https://www.dau.edu/cop/armyesoh/DAU%20Sponsored%20Documents/MIL-STD-882E.pdf
- [3] SAE International, SAE ARP4761: Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment, 1996, 331 str.
- [4] FAA, AC 23.1309-1E System Safety Analysis and Assessment for Part 23 Airplanes
 [online], 2011, 56 str., [cit. 2022-09-22]. Dostupné z: https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_23_1309-1E.pdf
- [5] Holub, R., Vintr, Z., Spolehlivost letadlové techniky, Brno, FSI, 2001, 233 str.
- [6] LEVESON, Nancy G. a John P. THOMAS, STPA Handbook [online], 2018, 188 str.
 [cit.2022-09-21]. Dostupné z: https://psas.scripts.mit.edu/home/get_file.php?name=STPA_handbook.pdf

Progresívne technológie v konštrukcii uchytenia senzorov Progressive Technologies in the Construction of Sensor Attachments

Karol SEMRÁD

Pracovisko: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, email: <u>karol.semrad@tuke.sk</u>, Martin FIĽKO Pracovisko: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, email: <u>martin.filko@tuke.sk</u>, Jaroslav KESSLER Pracovisko: Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta,

email: jaroslav.kessler@student.tuke.sk,

Abstrakt: Proces navrhovania komponentov pre letecký priemysel s použitím moderných počítačov, ponúka konštruktérom úplne nové progresívne možnosti tvorby modelov, ktoré často presahujú bežné výrobné možnosti. Generatívny dizajn tak otvára úplne inovatívne dizajnové koncepty, nakoľko vytvára inovatívne a jedinečné riešenia ktoré sú inšpirované prírodou. Tento článok prezentuje možnosti využitia progresívnych technológií pri návrhu a výrobe uchytenia snímačov s dôrazom na optimalizáciu modelu z hľadiska úspory času a materiálu potrebného na výrobu.

Kľúčové slová: 3D tlač, CAD, generatívny dizajn, optimalizácia, výroba

Abstract: The process of components designing for the aviation industry, together with the utilization of modern computers, offers designers completely new, progressive possibilities for creating of models that often exceed conventional production possibilities. Generative design thus opens up completely innovative design concepts, as it creates innovative and unique solutions that are inspired by nature. This article presents the utilization possibilities of the progressive technologies in the design and production of sensor mounting with an emphasis on the model optimization in terms of saving time and material needed for the production. **Keywords:** 3D printing, CAD, generative design, optimization, manufacturing

1 Úvod

Súčasný pokrok v oblasti CAD programov umožňuje využívať rôzne pokročilé metódy tvorby 3D modelu, ako je napríklad generatívne navrhovanie. To umožňuje dosiahnuť čo najefektívnejšie využitie vopred daného objemu materiálu pri tvorbe modelov. Je však potrebné spomenúť, že významná praktická aplikácia týchto softvérových nástrojov by nebola možná bez súčasného rozvoja moderných výrobných technológií ako je aditívna výroba [1, 2]. Proces aditívnej výroby umožňuje vytvárať súčiastky veľmi komplexných tvarov. Dosiahnutie týchto tvarov s pomocou konvenčných metód obrábania je finančne a ekologicky veľmi nevýhodné [3]. Hlavný rozdiel medzi nimi je v samotnom procese výroby. Konvenčné metódy materiál odoberajú z vopred pripraveného polotovaru, aditívny spôsob výroby naopak materiál pridáva v jednotlivých vrstvách skladaných na seba. Týmto postupom je možné vytvárať oveľa zložitejšie tvary s použitím výrazne menšieho množstva materiálu v kratšom čase. Z týchto dôvodov je zrejmé, že konvenčné výrobné technológie neumožňujú využiť úplný potenciál generatívneho dizajnu [4]. Generatívny dizajn využíva mechanické učenie a umelú inteligenciu pre čo najvernejšie napodobenie evolučného prístupu prírody k dizajnu [3]. Konštruktér zadá parametre modelu, ako sú požadované konečné rozmery, vlastnosti materiálu, definíciu zaťaženia a požadovaný výrobný proces do softvéru na generovanie návrhu [5]. Tento softvér dokáže postupne preskúmať všetky možné kombinácie riešení a v relatívne krátkom čase dokáže vygenerovať desiatky prípadne až stovky rôznych možností výsledného návrhu, ktoré sú navzájom podobné, avšak môžu reprezentovať rôzne výrobné postupy, alebo rozličné materiálové vlastnosti. Tieto vlastnosti sú veľmi vhodné taktiež pre potreby rýchle prototypovanie.

2 Modul generatívneho dizajnu v programe Creo

Senzory sú bežnou súčasťou všetkých moderných dopravných systémov. Nie každý typ snímača je možné priamo implementovať do konštrukcie týchto systémov [6]. Preto potrebujú rôzne držiaky a upevnenia. Pri navrhovaní takýchto držiakov je dôležité čo najviac minimalizovať ich celkovú hmotnosť. To je možné pomocou rôznych nástrojov. Generatívny dizajn je moderný nástroj CAD dizajnu ktorý využíva umelú inteligenciu. Pre čo najvernejšie napodobenie prírodného vývoja, za účelom dosiahnutia čo najlepšieho využitia vopred definovaného objemu materiálu. Táto vlastnosť je pre tento držiak snímača veľmi dôležitá, nakoľko dokáže znížiť celkové množstvo materiálu, a tým aj času potrebného na jeho výrobu.

Implementáciou týchto progresívnych konštruktérskych nástrojov do priemyslu, bude mať taktiež pozitívny vplyv na ich ďalší vývoj. Creo Parametric softvér od firmy PTC je univerzálny rozsiahly softvér určený na modelovanie, simulácie a tvorbu výrobných procesov. V programe Parametric môže konštruktér vytvárať vyvíjať zložité a komponenty a zostavy. Pred začatím samotnej optimalizácie rozmerov pomocou generatívnej štúdie je potrebné definovať niekoľko vstupných okrajových podmienok definujúcich podmienky optimalizácie modelu. Tie špecifikujú parametre tak, aby výsledok spĺňal všetky požadované fyzikálne a materiálové požiadavky. Pri tvorbe generatívnej štúdie pomocou softvéru Creo Parametric je potrebné najskôr definovať jednotlivé objemy návrhu. Tie sú rozdelené do nasledujúcich troch skupín:

- Počiatočná geometria je geometria, ktorá sa bude optimalizovať. Pre túto definíciu je potrebné vybrať aspoň jedno telo modelu. Telo modelu, ktoré je označené ako počiatočná geometria, sa stane takmer priehľadným a od tohto kroku sa už nedá označiť inak [1]. To uľahčí ďalší postup pri definovaní častí modelu, ktoré nebudú optimalizované a môžu byť v ňom obsiahnuté. Výsledný návrh prepíše počiatočnú geometriu s ohľadom na okrajové podmienky, nastavenia optimalizácie a zvolený spôsob výroby komponentu.
- Zachovaná geometria predstavuje telesá modelu, ktoré sú súčasťou finálneho návrhu, ale ich tvar nebude súčasťou optimalizácie. Na tieto geometrické plochy možno aplikovať zaťaženia a väzby podľa okrajových podmienok štúdie. Časti označené ako "Zachovaná geometria" by sa nemali navzájom pretínať ani dotýkať. Ak sa pretínajú, mali by sa zlúčiť do jedného celku (body) [1]. Je to najmä z dôvodu úspory času potrebného na vygenerovanie výsledného modelu.
- Vylúčená geometria je nástroj, ktorý možno použiť na určenie priestoru, do ktorého výsledný dizajn nemôže zasahovať. Telesá modelu označené ako vylúčená geometria nie sú v konečnom návrhu reprezentované ako objemové diely [1]. K týmto častiam modelu nie je priradený žiadny materiál a nie je možné na nich aplikovať zaťaženia ani obmedzenia. Pomocou tejto funkcie je možné definovať rôzne priestorové obmedzenia, do ktorých výsledná štúdia nesmie zasahovať. Táto geometria by mala byť vnútri alebo pretínať počiatočnú geometriu. Ak ho neprekročí a nenachádza sa v ňom, štúdia ho bude ignorovať.

Na obr. 1 je možné vidieť porovnanie pôvodného modelu a definíciu počiatočnej geometrie (priehľadná s obrysom) a zachovanej geometrie (modrá) a vylúčenej geometrie (červená). V pôvodnom modeli majú všetky telá rovnakú predvolenú farbu.


Obr. 1: Definícia objemových častí modelu

2.1 Statická analýza a diagnostika optimalizovaného modelu

Navrhovaný modulárny držiak snímača môže byť inštalovaný na rôznych bezpilotných vozidlách alebo môže byť namontovaný na budovách a mobilných monitorovacích systémoch. Silové zaťaženie bolo v našom prípade stanovené na 50 N. Tomuto zaťaženiu zodpovedá možný neodborný zásah do nastavenia polohy tohto modulárneho uchytenia snímača alebo možný náraz cudzích predmetov, ako sú krúpy. V prípade montáže na bezpilotné vozidlo ako je dron je tiež potrebné, aby tento modulárny držiak senzorov vydržal prípadné tvrdé pristátia alebo menšie nárazy [7]. Silové zaťaženie v tomto prípade stačí aplikovať len na jednu stranu modelu vďaka jeho symetrickému tvaru. To výrazne pomôže skrátiť výpočtový čas potrebný na statickú analýzu. Táto symetria modelu musí byť následne definovaná aj v konštrukčných kritériách optimalizácie. Počas optimalizácie výhodné definovať viac ako jedno, nezávislé konštrukčné kritérium. Je to výhodné najmä pre priame porovnanie výsledného optimalizovaného tvaru modelu nielen z výrobného hľadiska. Na výrobu držiakov snímačov v leteckom priemysle sa väčšinou používa CNC obrábanie alebo pomocou tlakového liatia. Výrazný rozvoj na poli materiálov pre potreby aditívnej výroby však umožňuje vytvárať zložitejšie a l'ahšie komponenty s porovnatel'nou konštrukčnou pevnosťou [8]. Z týchto dôvodov je táto metóda výroby komponentov v súčasnosti čoraz viac implementovaná nie len v leteckom a kozmickom priemysle. Modul generatívneho dizajnu v programe Creo 7.0 dokáže zohľadniť špecifické potreby spojené s jednotlivými druhmi aditívnej výroby. Tieto obmedzenia následne priamo implementuje do výsledného návrhu. V tomto prípade je zvolená technológia FDM, táto technológia spracováva termoplastické materiály. Optimalizácia modelu pre potreby tohto typu aditívnej výroby pozostáva najmä z obmedzenia uhlu previsu ktorý by mohol spôsobiť nanášanie materiálu do prázdneho priestoru. Toto je možné riešiť podpornými štruktúrami ktoré sa po ukončení procesu výroby dajú bezpečne odstrániť. Použitie podporných štruktúr však negatívne vplýva na množstvo použitého materiálu a taktiež predlžuje celkový čas potrebný na výrobu komponentu. Ako ďalšie je potrebné v rámci dizajnových kritérií zohľadniť parametre zvolenej 3D tlačiarne ako je napríklad priemer trysky tlačovej hlavy a maximálne teploty s ktorými dokáže pracovať. Od týchto parametrov sa odvíja voľba materiálu a taktiež rozmery generovaných štruktúr. Správnym definovaním obmedzenia výrobného procesu tak bude možné vytvoriť v jednom kroku optimalizovaný model nie len podľa druhu zaťaženia. V tomto kroku je zrejmá výhoda použitia viacerých nezávislých dizajnových kritérií ktorých výsledky je možné na záver porovnávať [9].

Po definovaní okrajových podmienok je potrebné vykonať statickú simuláciu. Z tejto analýzy sa určí celkové rozloženie napätia a tiež oblasti s najvyššou koncentráciou napätia. Výsledok tohto typu analýzy je znázornený na Obr. 2. Modul generatívneho návrhu má zabudovaný simulačný riešič, takže výsledky simulácie je možné zobraziť priamo na optimalizovanom modeli. Na základe rozloženia mechanického namáhania sa objem materiálu postupne mení v jednotlivých iteráciách. Počet iterácií závisí od rôznych faktorov, ako napr. veľkosť prvku alebo vernosť. Tieto faktory výrazne ovplyvňujú celkový čas výpočtu. Ich hodnota závisí od zvoleného výrobného postupu a rozmerov modelu. Obr. 2 znázorňuje najvyššiu a najnižšiu hodnotu mechanického napätia. Najvyššia hodnota je 22,22 MPa, čo je bezpečne pod hodnotou maximálneho dovoleného napätia pre zvolený materiál. Po tejto analýze je možné vygenerovať finálny návrh. Nový dizajn môže prepísať starý alebo vytvoriť úplne novú časť. Po vygenerovaní modelu je potrebné skontrolovať všetky rozmery modelu. Na zobrazenie rozdielu medzi vygenerovaným a optimálnym návrhom je možné použiť analýzu odchýlok. Táto analýza meria každý bod generovaného tela a porovnáva ho s pôvodným dizajnom. Oblasti označené červenou farbou sú pod a modré oblasti sú nad optimálnym povrchom. Červené povrchy, ktoré sa nachádzajú v oblasti s vysokou koncentráciou mechanického namáhania, musia byť opravené. V opačnom prípade dôjsť k zlyhaniu komponentu práve v tejto oblasti. Tento postup je znázornený na Obr. 3. Obr. 4 znázorňuje pohľad na model po dodatočnej úprave siete ktorý je pripravený na výrobu.



Obr. 2: Výsledok statickej analýzy



Obr. 3: Diagnostika a úprava modelu



Obr. 4: Výsledný model

3 Výroba

Výsledný optimalizovaný model bude vyrobený pomocou 3D tlače technológiou FDM. Keďže model bol už pri optimalizácii prispôsobený pre 3D tlač, nie je potrebné vytvárať žiadne nosné konštrukcie. To výrazne zníži čas a množstvo materiálu použitého pri výrobe prvého prototypu. Celkový čas potrebný na výrobu originálneho dizajnu držiaka snímača je 122 minút a počas procesu 3D tlače je potrebných 7,95 m vlákna s priemerom 1,75 mm. Pre tieto prvé prototypy bol zvolený materiál PET-G. Tento materiál má dostatočné mechanické vlastnosti na vytvorenie funkčných prototypov a je tiež ľahko recyklovateľný, takže všetky neúspešné prototypy môžu byť plne recyklované na nové vlákno. Tento filament sa tiež veľmi ľahko tlačí pomocou štandardnej komerčnej FDM tlačiarne. Pre náročnejšie aplikácie je možné použiť odolnejší materiál ako ULTEM 9085 alebo PEEK. Pre proces rýchleho prototypovania sú však veľmi dôležité aj výrobné náklady. Pokročilé materiály ako ULTEM 9085 alebo PEEK sú veľmi drahé a vyžadujú špeciálny typ FDM tlačiarne. Z týchto dôvodov je výhodné použiť materiál, ktorý má dostatočné mechanické vlastnosti a je ľahko recyklovateľný. Oproti pôvodnému návrhu sa okrem úspory materiálu podarilo skrátiť aj čas potrebný na jeho výrobu. Celkový čas potrebný na výrobu optimalizovaného držiaka snímača je 102 minút a pri výrobe sa spotrebuje 6,42 m vlákna PET-G s priemerom 1,75 mm. Veľkosť prvkov bola prispôsobená tryske 3D tlačiarne. Priemer dýzy je štandardne 0,4 mm a výška vrstvy je nastavená na 0,2 mm, čo je optimálny

kompromis medzi mechanickou pevnosťou a kvalitou detailov výsledného modelu. S vyššou výškou vrstvy možno dosiahnuť lepšie mechanické vlastnosti, dôležitá je však aj kvalita detailov [4]. Slušná kvalita detailov je dôležitá najmä v oblasti, kde sa uplatňuje generatívny dizajn. Pre spodnú dosku je možné použiť vyššiu výšku vrstvy, pretože táto doska nemá veľa detailov. Pre spoľahlivosť procesu 3D tlače však maximálna výška vrstvy nesmie presiahnuť 75 % priemeru trysky, takže v tomto prípade môže byť maximálna výška vrstvy 0,3 mm. Zväčšenie výšky vrstvy môže výrazne urýchliť proces 3D tlače. Obr. 5 znázorňuje simuláciu procesu 3D tlače. Táto simulácia je mimoriadne užitočná pri ladení profilu tlače tohto modelu. Výsledkom tejto simulácie je nielen odhadovaný čas a využitie nite, ale vďaka tejto simulácii je možné zobraziť aj dráhu nástroja, miesta ťahu a švu atď. Cieľom tejto optimalizácie bolo ušetriť 15 % z celkovej hmotnosti tohto držiaka snímača a tiež skrátiť čas tlače. Podľa výsledkov optimalizačného procesu je celková úspora materiálu PET-G 1,53 m vlákna 1,75 mm, čo predstavuje úsporu 17,2 %. Taktiež sa výrazne skrátil čas výroby z pôvodných 122 minút na 102 minút.



Obr. 5: Simulácia procesu 3D tlače

4 Záver

Bežné výrobné metódy väčšinou materiál odstraňujú, zatiaľ čo aditívne výrobné metódy pridávajú materiál v jednotlivých vrstvách. Použitím tohto postupu je možné vytvárať oveľa zložitejšie tvary a vzhľadom na možnosti optimalizácie modelu aj s použitím menšieho množstva materiálu za kratší čas. V článku boli prezentované možnosti využitia 3D tlače pri návrhu a výrobe uchytenia snímačov s dôrazom na optimalizáciu modelu z hľadiska spotreby materiálu a časového hľadiska výroby. Presnejšie povedané, vďaka optimalizácii modelu bola dosiahnutá 17 % úspora materiálu a 16 % úspora času potrebného na výrobu.

Literatúra

- POLLÁK, M., TÖRÖK, J.: Use of Generative Design Tools in the Production of Design Products using 3D Printing Technology. TEM Journal, Volume 11, Issue 1, pages 249-255, ISSN 2217-8309, DOI 10.18421/TEM111-31, February 2022.
- [2] MERULLA, A., GATTO, A. et al.: Weight reduction by topology optimization of an engine subframe mount, designed for additive manufacturing production. Materials Today: Proceedings 19 (2019) 1014–1018.
- [3] LANGELAAR, M.: Topology Optimization of 3D Self-Supporting Structures for Additive Manufacturing. Additive Manufacturing 12, DOI 10.1016/j.addma.2016.06.010.
- [4] GIBSON, I. et al.: Additive manufacturing technologies. Vol. 17, Cham, Switzerland: Springer, 2021.
- [5] JUNK S., BURKART, L.: Comparison of CAD systems for generative design for use with additive manufacturing. 31st CIRP Design Conference 2021 (CIRP Design 2021), Procedia CIRP, Volume 100, 2021, Pages 577-582.
- [6] GAŠPAROVIČ, P., FŐZŐ, L., HOVANEC, M., SEMRÁD, K.: Project IMAF Research on Measurement of Airspeed of Unconventional Flying Vehicles. Acta Avionica Journal, Volume XXIII, 45 – No. 2, 2021, DOI: 10.35116/aa.2021.0012.
- [7] LAŠŠÁK, M., DRAGANOVÁ, K., BLIŠŤANOVÁ, M., KALAPOŠ, G., MIKLOŠ, J.: Small UAV Camera Gimbal Stabilization Using Digital Filters and Enhanced Control Algorithms for Aerial Survey and Monitoring. Acta Montanistica Slovaca, vol. 25, No. 1, pp. 127-137, 2020, DOI 10.46544/AMS.v25i1.12.
- [8] VASCO, J. C.: Additive manufacturing for the automotive industry. In book: Additive Manufacturing (pp.505-530), DOI 10.1016/B978-0-12-818411-0.00010-0.
- [9] PLOCHER, J., PANESAR, A.: Review on design and structural optimisation in additive manufacturing: Towards next-generation lightweight structures. Materials & Design, Volume 183, 5 December 2019, 108164.

Pod'akovanie

Túto prácu podporila Agentúra na podporu výskumu a vývoja APVV v rámci projektov APVV-18-0248 a APVV-20-0546, Vedecká grantová agentúra VEGA v rámci projektu VEGA 1/0101/22 a Kultúrna a edukačná grantová agentúra KEGA v rámci projektu KEGA 045TUKE-4/2022. Táto publikácia vznikla aj vďaka podpore v rámci Operačného programu Integrovaná infraštruktúra pre projekt s kódom ITMS 313011AUP1, spolufinancovaný zo zdrojov Európskeho fondu regionálneho rozvoja.

Název:	Sborník příspěvků z 20. mezinárodní vědecké konference Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2022
Vydavatel:	Univerzita obrany, Brno
Tisk:	Univerzita obrany, Brno 2022
Editor:	Rudolf Jalovecký, Radek Bystřický
Počet stran:	185
Rok vydání:	2022
Vydání:	První
Náklad:	40 kusů

ISBN

978-80-7582-472-1