



Katedra letecké techniky Fakulty vojenských technologií Univerzity obrany

Sborník příspěvků

22. mezinárodní vědecké konference



## Brno 23. - 24. 10. 2024

JALOVECKÝ R., BYSTŘICKÝ, R., (ed.): Sborník příspěvků 22. mezinárodní vědecké konference "Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2024", 23. - 24. října 2024, Brno, Česká republika, Brno, Univerzita obrany, 2024, 305.

### ISBN 978-80-7582-515-5

### Patronát nad konferencí převzal

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

děkan Fakulty vojenských technologií Univerzita obrany v Brně

### Vědecký výbor konference

#### předseda

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

#### členové

prof. Ing. Rudolf JALOVECKÝ, CSc. 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

mjr. Ing. Radek Bystřický, Ph.D. npor. Ing. Marcel Štěpánek npor. Ing. Stanislav Peřina Ing. Ladislav Kopečný Daniel Miarka Katedra letecké techniky

## Úvodní slovo předsedy vědeckého výboru

Vážení kolegové, příznivci letecké techniky,

vítejte opět po roce na půdě Univerzity obrany u příležitosti vědecké konference "Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2024". Tento ročník je již 22. v pořadí, což je důkazem pokračující a silné tradice.

Hlavním smyslem naší konference je vytvořit prostor pro setkání a vzájemnou výměnu zkušeností mezi odborníky z akademické sféry, zástupci průmyslu, studenty, členy Armády České republiky a dalšími nadšenci, kteří se zajímají o letectví a jeho technologický rozvoj. Konference je dobrou příležitostí pro sdílení nových poznatků z oblasti výzkumu a vývoje, stejně jako pro navázání plodné spolupráce, která může přinést nové impulsy do budoucna.

Všem účastníkům konference, ať už těm, kteří se podělí o své odborné příspěvky, nebo těm, kteří přišli čerpat inspiraci a poslechnout si prezentace, srdečně přeji, aby pro ně byla probíraná témata zajímavá, inspirativní a aby následné diskuze vedly k novým nápadům a hodnotným odborným debatám.

Jsem pevně přesvědčen, že letošní ročník přispěje k posílení stávajících profesních vztahů a otevře nové možnosti spolupráce mezi experty z leteckého průmyslu, obranného sektoru i akademickou sférou. Věřím, že společně vytvoříme prostředí, které bude podporovat nejen profesní rozvoj, ale také budování vzájemných vztahů mezi účastníky.

S úctou a přátelským pozdravem

doc. Ing. Josef Bajer, Ph.D.

## Obsah:

ÚVODNÍ SLOVO PŘEDSEDY VĚDECKÉHO VÝBORU	• •
BAJER JOSEF	<u> </u>
Vyzvané přednášky	
Vojenské a civilní normy letové způsobilosti – stejné, nebo jiné? Ševčík Vladan	3.
INTERNET PROTOCOL SUITE (IPS) Záruba Radek	15.
ATC simulátor se vzdáleným uživatelským přístupem a automatizovanými pseudopiloty Kolektiv FVT	19.
ČLÁNKY Pokročilá automatizace NDT kontroly kompozitních dílů Bělský Petr, Horká Eva, Vlach Jarmil	23.
IMPLEMENTACE METODY ZAMÍŘENÍ NA UAV PRO SHOZ BŘEMENE DO STANOVENÉ OBLASTI.	
BROS ŠTĚPÁN, POLÁŠEK MARTIN	36.
INOVATIVNÍ PŘÍSTUP K ŘÍZENÍ TEPLOTY KRITICKÝCH LETECKÝCH KOMPONENT	
ČERVEKA MIROSLAV, KOŠTIAL ROSTISLAV	42.
Ovládání výchylek kormidel na modelu letounu z prostředí MATLAB – simi li ink	
DARIO DE OLIVIERA MANUEL, JALOVECKÝ RUDOLF	50.
VYUŽITÍ OPTOVLÁKNOVÝCH SNÍMAČŮ DEFORMACÍ PRO ANALÝZU NASÁVACÍHO	
kanalu Dvořák Milan	59.
LABORATÓRNE PRACOVISKO PRE SIMULOVANIE ZMENY VÝŠKY LETU MALÉHO LIETADLA – EXPERIMENTÁLNE OVERENIE	
Gecejová Natália, Češkovic Marek, Kurdel Pavol, Adamčík František	63.
ΤΕRΜΟΣΥΝΑΜΙCΚΥ ΜΟΣΕΙ ΙΕΣΝΟΡΡΟΙΙΣΟΥΕΉΟ ΜΟΤΟΡΙΙ	
GRASEV DAVID, JÍLEK ADOLF	80.

ZPRACOVÁNÍ DAT Z IMU 3DM-CV7 V ARDUINU	
HALMICH DAVID, JALOVECKÝ RUDOLF	95.
IMU jednotka z mobilního telefonu pro měření pohybu zápěstí pilotů na	
LETECKÉM SIMULÁTORU	
HOLÍK JIŘÍ, JALOVECKÝ RUDOLF	105.
SROVNÁNÍ ZRANITELNOSTI LETADLA VŠEOBECNÉHO LETECTVÍ A MOBILNÍHO	
MECHANIZAČNÍHO PROSTŘEDKŮ VŮČI GNSS RUŠENÍ	
HODSPODKA JAKUB, STEINER JAKUB	115.
Analýza a řešení závad na kyslíkovém systému letounu L-159	
Hrazdírová Zuzana	122.
IDENTIFIKACE PARAMETRŮ MODELU PODÉLNÉHO LETU LETOUNU	
IIRGI MIROSLAV ZAVADIL DOMINIK JALOVECKÝ RUDOLE	133
JIKOL MIKOSLAV, ZAVADIL DOWINK, JALOVLEKT KODOLI	155.
KECYKLACIA IERMOPLASIOV V 5D ILACI: UDRZAIEĽNA CESIA VPRED	1 / /
KESSLER JARUSLAV, NOVOTNAK JOZEF, SEMRAD KAROL	144.
Ροβοννιάνι αεροργνιαμισμέμο νάνριμι νρτιμε α ροτορί μιμ τιγορτέρν	
KLEGA JAN	153
<u>KLESA JAN</u>	155.
POZEMNI FREKVENCNI ZKOUSKY LETADEL	150
KRATOCHVIL ALES, VALENTA JAKUB	158.
ZÁLOHOVÁNÍ PŘENOSOVÝCH LINEK SYSTÉMU OVLÁDÁNÍ A MONITOROVÁNÍ LETIŠTĚ	
AMS	
KRIVKA FILIP, BLOUDICEK RADIM, PERINA STANISLAV, MAKULA PETR, RYDLO	1.00
STANISLAV	166.
NÁVRH SOFTWAROVĚ DEFINOVANÝCH NAVIGAČNÍCH PŘIJÍMAČŮ VE VÝUCE	
MAKULA PETR, ANDRLE MILOŠ	176.
Vyhodnocení soutěže SUAS 2024	
MIARKA DANIEL, HNIDKA JAKUB, BUREŠ MICHAL, ROUT VÍTĚZSLAV, HOLÍK JIŘÍ,	
Zůbek Vojtěch	<u>189.</u>
TROUBLESHOOTING LETADLOVÝCH SOUSTAV	
ORLITA MARTIN	199.
Studie rotující nosné plochy s nižší akustickou stopou	
PHAM VAN DONG, ROZEHNAL DALIBOR	200.
Experimentálne merania amorfných magnetických mikrodrôtov pre	
POTREBY RTD MAGNETOMETRA	
Polakovič Adam, Lipovksý Pavol, Draganová Katarina	214.

Jammertest 2024: Zkušenosti pro vývoj robustního GPAHRS navigačního systému i fradel	
Řezníček Radek	227.
TROUBLESHOOTING LETADLOVÝCH SOUSTAV	220
SPALENSKY VOITECH	
TESTOVANIE PILOTOV UAV POMOCOU SYSTÉMU SCOPE	•••
SZOKE ZOLTAN, NOVOTNAK JOZEF	230.
Monitorování stavu leteckých kompozitních konstrukcí	
SEDKOVÁ LENKA, SEDEK JAKUB, VÍCH ONDŘEJ	238.
Provozní spolehlivost zobrazovacích systémů letounu L-159 v kontextu danas	
KAMS <u>Štěpánek Marcel, Pšenička Milan</u>	251.
NEDESTRUKTIVNÍ KONTROLA KVALITV ODRAVV DOTAHU LETADLA VVROBENÉHO Z	
KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ POMOCÍ PŘÍSTROJE BONDMASTER	
TRÁVNÍČEK JAN, TŘÍSKA VÁCLAV	266.
NELINEÁRNÍ VÝPOČET KŘÍDLA V OBECNÉM MANÉVRU	
Zůbek Vojtěch, Hnidka Jakub	277.

# Anotace

# vyzvaných přednášek

## Vojenské a civilní normy letové způsobilosti – stejné, nebo jiné? Military and civilian airworthiness standards - the same or different?

#### Vladan ŠEVČÍK

AERO Vodochody AEROSPACE a.s., email: vladan.sevcik@aero.cz,

Abstrakt: I přes úspěšnou harmonizaci vojenských standardů pro letovou způsobilost stále zůstává mnoho rozdílností v jejich aplikaci, a to především do prostředí vojenského letectví na evropském kontinentu. V případě civilních letadel je situace mnohem transparentnější a zabezpečení letové způsobilosti je uplatňováno jednotnými postupy a standardy. Jedině pochopení těchto rozdílností vojenského a civilního letectví z hlediska vymahatelnosti práva může vést k zabezpečení vysokých požadavků na letovou způsobilost, jak v nadnárodním měřítku u civilních letadel, tak i v národním kontextu u vojenských letadel, kde oba typy jsou provozovány ve společném vzdušném prostoru Evropské unie.

Klíčová slova: certifikace letadla, zachování letové způsobilosti, civilní letadlo, vojenská letadla, český obranný standard, zákon, vyhláška, Evropská unie.

Abstract: Despite the successful harmonization of military standards for airworthiness, there are still many differences in their application, especially in the military environment on the European continent. In the case of civil aircraft, the situation is much more transparent and airworthiness assurance is applied by uniform standards. Only an understanding of these differences between military and civil aviation from the point of view of law enforcement can lead to ensuring high airworthiness requirements both on a international scale for civil aircraft and in a national context for military aircraft, where both types are operated in the common airspace of the European Union.

**Keywords:** aircraft certification, continuing airworthiness, civil aircraft, military aircraft, Czech Defence Standard, law, decree, European Union.

## 1 Úvod

Jedním ze základních úkolů všech provozovatelů letecké techniky ve vzdušném prostoru a současně i jejich regulačních orgánů je bezesporu zabezpečení vysoké úrovně bezpečnosti přepravovaných osob a nákladů a to, jak ve vzduchu, tak i na zemi. Pouze komplexní přístup k této problematice pokrývající všechny její aspekty může garantovat, že letecká technika bude

plně provozně bezpečná a letově způsobilá (airworthy), včetně zabezpečení vysoké úrovně jejich technické údržby kvalifikovaným a odborně způsobilým personálem.

Pokud chceme odpovědně hovořit o letové způsobilosti (airworthiness) letadla pohybující se ve vzdušném prostoru, je nutné si především uvědomit její základní členění. Toto rozdělení je do dvou, vzájemně propojených oblastí, které nelze slučovat ani separovat, a jedna na druhé jsou existenčně závislé. První pokrývá problematiku certifikace, tzv. initial airworthiness.

Do této oblasti spadají všechna pravidla a zásady počínající návrhem či modifikací letadla, následně schvalování jeho typové způsobilosti, včetně všech nemalých nároků požadovaných na projekční či výrobní organizace, dále přes zachování způsobilosti typu, a to až do ukončení životnosti typu letadla. Druhou, neméně důležitou oblastí je oblast zachování letové způsobilosti tzv. continuing airworthiness, jejíž problematika je trochu rozsáhlejší. Tato oblast pokrývá jednak zabezpečení samotného provozu z hlediska technického personálu údržby

a kompletní systém údržby letadel, a to ať už se jedná o "malou" nebo "velkou" údržbu, dále obsahuje i pravidla pro zachování letové způsobilosti letadel a v neposlední řadě sem patří ještě poměrně obsáhlá problematika způsobilosti technického personálu včetně požadavků na organizace k výcviku tohoto personálu údržby.

Tento složitý a komplexní přístup k problematice letové způsobilosti letadel nelze chápat však pouze jen při jejich výrobě a úvodní certifikaci. Je nutné jej vnímat jako nastavení všech právních předpisů, standardů, procesů a supervizí nad celoživotním cyklem provozuschopnosti a bezpečnosti letadel, a to od jejich vzniku (prvotní schválení typu), přes celý proces jeho opakovatelné výroby a údržby, bezporuchového provozování, nastavenému vysokému standardu zachování letové způsobilosti, až po vyřazení z provozu.

K zabezpečení tohoto komplexního přístupu k problematice airworthiness je tedy bezpodmínečně nutné především transparentně nastavit standardy a normativní předpisy, včetně striktních odpovědností, práv a povinností jak provozovatelů letecké techniky, tak i jejich regulatorních orgánů. Bez tohoto kroku i s vysoce kvalifikovaným personálem

a sofistikovanou leteckou technikou nelze dosáhnout požadované úrovně právní závaznosti a vymahatelnosti, což by mohlo mít zásadní dopad na bezpečnost vzájemného provozu civilních a státních letadel ve společném vzdušném prostoru.

### 2 Chicagská úmluva

Veškeré letecké aktivity všech letadel na světě se dnes řídí standardy definovanými "Úmluvou o mezinárodním civilním letectvím", která byla sjednána v americkém Chicagu koncem druhé

světové války, tj. 7. prosince 1944. Úmluvu podepsalo všech 192 zemí, a tak byl položen základ jednotným standardizovaným postupům uznávanými všemi signatáři bez ohledu na společenskou, politickou či ekonomickou situaci, kteří spolupracují v rámci organizace ICAO (International Civil Aviation Organisation – Mezinárodní organizace pro civilní letectví). Tato organizace byla touto úmluvou i zřízena. Celé znění této Úmluvy lze nalézt ve sbírce zákonů České republiky pod signaturou č. 147/1947 Sb., "Úmluva o mezinárodním civilním letectví", ve znění pozdějších předpisů.

Jak již ze samotného názvu Chicagské úmluvy a samotné organizace ICAO vyplývá, primární záměr a působnost se vztahuje pouze k problematice civilního letectví a civilních letadel. Státní letadla, tj. letadla ve službách vojenských, policejních a celních jsou z těchto mezinárodních norem vyjmuta. Není tomu tak však zcela, neboť ve článku 3 této Úmluvy se lze dočíst, že "… smluvní státy se zavazují, že vydávajíce předpisy pro svá státní letadla, budou náležitě dbáti bezpečnosti létání civilních letadel." Toto lze tedy interpretovat v širším kontextu, že státní letadla budou bezpečná ve společném vzdušném prostoru minimálně tak jako civilní letadla.

Na základě výše uvedeného je zřejmé, že standardy a normy v civilním letectví byly historicky od prvopočátku transparentní, používané v nadnárodním kontextu a z toho důvodu byla možná jejich kontrola a právní vymáhání odpovědnosti. Tyto standardy byly nadále upřesňovány a popř. i zpřísňovány jednotlivými nadnárodními subjekty, jako např. FAA (*Federal Aviation Administration* – Státní letecký úřad Ministerstva dopravy USA), EASA (*European Union Aviation Safety Agency* – Evorpská agentura pro bezpečnost letectví) nebo i národními autoritami CAA (*Civil Aviation Authorities* – Úřad civilního letectví), které se však vzájemně respektují a uznávají.

### 3 Specifika vojenského letectví

Jak již bylo výše uvedeno, jinak tomu však bylo až do nedávné doby u vojenských letadel, na které bych se rád v tomto příspěvku zaměřil. Pro zachování národní suverenity a svrchovanosti jednotlivých států byly už z Chicagské dohody vyčleněna všechna vojenská letadla, pro něž neplatila (a doposud neplatí) mezinárodní ani národní civilní právní normy. Na druhé straně je zde však nutno připomenout závazek regulatorních autorit všech smluvních států Chicagské dohody, ve které se zavazují, že použité národní standardy pro jejich vojenská letadla budou dbát na bezpečnost létání civilních letadel a současně se tak, jak jen to bude možné, jejich bezpečnost bude přibližovat bezpečnosti provozu civilních letadel.

V tomto duchu má v Evropě každý stát vytvořena vlastní vojenská pravidla, tj. své závazné právní normy, jejichž naplňováním následně deklaruje i letovou způsobilost a bezpečnost provozu svých vojenských letadel. Tvorba a dohled nad dodržováním těchto pravidel je zpravidla v kompetenci prvků státní správy Ministerstva obrany nebo Vzdušných sil a odpovědnost za úroveň bezpečnosti vojenských letadel v tomto případě garantuje každý stát samostatně.

Jak je z výše uvedeného patrné, u právních norem pro vojenská letadla jednotlivých států evropského kontinentu se projevovala od počátku značná nejednotnost, nekoordinovanost postupů a nesoulad. Tato skutečnost měla zásadní negativní dopady ve dvou klíčových oblastech zabezpečení letové způsobilosti vojenských letadel a to, jak při nadnárodních projektech certifikace vojenského letadla, tak i při samotném zachovávání jeho letové způsobilosti.

V prvním uvedeném případě je možné toto ukázat například při realizaci společných nadnárodních projektů, kde typickým příkladem byl vývoj transportního letounu Airbus A400M Atlas, na kterém se podílelo více států a jejich vojenské standardy jim neumožňovaly plně přebírat a akceptovat zahraniční zkoušky, které se musely mnohdy v rámci certifikace neefektivně opakovat. Je nutné si uvědomit, že každý ze zúčastněných států měl mírně odlišné standardy na letovou způsobilost a v mnoha případech i národní právní předpisy jim neumožňovaly uznávání, či převzetí průkazů zkoušek.

Druhá oblast, kde nejednotnost společných standardů a právních norem mělo negativní dopad na zachování letové způsobilosti vojenských letadel se projevovala především při samotných společných vojenských mezinárodních operacích, kde provoz a údržba vojenských letadel jednotlivých států byla založena na nejednotnosti postupů a častokrát se dostával do kolize z důvodu zavedených pravidel u jednotlivých vzdušných sil zainteresovaných států.

## 4 Harmonizace pod záštitou MAWA Forum

Pokud se ale vrátíme zpět k problematice nejednotnosti, nekoordinovanosti postupů a nesouladu provozních postupů u vojenských letadel jednotlivých členských států evropského kontinentu lze zde jednoznačně identifikovat, že k významnému pokroku v harmonizaci *airworthiness* standardů došlo koncem roku 2008, kdy na základě mandátů jednotlivých ministrů obrany členských států EU bylo pod záštitou Evropské obranné agentury (EDA) vytvořeno sdružení zástupců jednotlivých vojenských národních autorit MAWA Forum

(*Military Airworthiness Authorities Forum*) odpovědných za oblast letové způsobilosti jejich vojenských letadel.

Prioritním a hlavním úkolem MAWA Fora byla harmonizace a tvorba společných vojenských leteckých postupů pro letovou způsobilost vojenských letadel s nadnárodní platností a dále jejich následná implementace do prostředí vojenského letectví jednotlivých členských států EU. Harmonizace standardů a norem byla od prvopočátku založena na postupech a pravidlech užívaných v civilním letectví pro oblast letové způsobilosti, a to se zapracováním jednotlivých vojenských specifik. Všechny aktivity MAWA Fora byly současně prováděny v úzké součinnosti a koordinaci se všemi zainteresovanými stranami, tj. NATO, EASA a ostatními subjekty evropského obranného průmyslu.

Harmonizací vojenských standardů a norem uplatňovaných při provozu a údržbě vojenských letadel jednotlivých států EU se mělo především předejít neefektivnímu opakování průkazů v rámci schvalování typové způsobilosti i hladké a bezproblémové součinnosti při nasazení vojenské letecké techniky při společných vojenských operacích. MAWA Forum muselo koncipovat svoji činnost tak, aby na jedné straně nebyla narušena státní svrchovanost, suverenita a obranyschopnost vlastního teritoria, ale na druhé straně harmonizované standardy musely mít dostatečnou právní sílu, a tudíž i vymahatelnost.

Veškeré aktivity MAWA Fora probíhaly transparentně v souladu se základním dokumentem (Basic Framework Document), který byl schválen na nejvyšší úrovni EDA všemi zainteresovanými vojenskými autoritami zastřešujícími problematiku letové způsobilosti svých vojenských letadel. Tento dokument stanovil zásadní milníky činnosti MAWA Fora, kde po harmonizaci jednotlivých standardů byla plánována jejich implementace do právního prostředí jednotlivých států EU. Následně se měl rozběhnout proces vlastního vzájemného uznávání (*recognition*) a toto mělo být završeno vznikem budoucího společného Evropského vojenského úřadu pro letovou způsobilost.

MAWA Forum si vzalo jako základ své činnosti civilní standardy vydávané EASA formou Nařízení Evropského parlamentu a Rady. Jednalo se tedy konkrétně o část 21 Nařízení Evropského parlamentu a Rady (EU) č.748/2012 a části M, 66, 145 a 147 Nařízení č. 1321/2014, včetně přijatelných způsobů průkazů tzv. AMC a poradenských materiálů. Do těchto standardů se následně zapracovávala jednotlivá vojenská specifika, která se musela vzájemně harmonizovat a upravovat tak, aby vyhovovala všem zainteresovaným leteckým autoritám jednotlivých států. MAWA Forum harmonizovalo standardy letové způsobilosti ve čtyřech základních oblastech. Jednalo se o certifikaci vojenských letadel a schvalování způsobilosti konstrukčních a výrobních organizací, schvalování organizací pro údržbu vojenské letecké techniky, stanovení pravidel pro výcvikové organizace personálu údržby a v neposlední řadě stanovení samotných kvalifikačních požadavků na tento personál.

Výsledkem veškerého úsilí MAWA Fora byl vznik společných vojenských harmonizovaných standardů vydávaných jako EMAR (*European Military Airworthiness Requirements*). Tyto standardy byly rozděleny dle výše uvedených EASA nařízení a stejně tak i pokrývají všechny oblasti *initial* a *continuing airworthiness*. Konkrétně se jedná o EMAR 21 (*Certification of Military Aircraft nad Related Production, Parts and Appliances, and Design and Production Organizations*), EMAR 145 (*Requirements for Maintenance Organizations*), EMAR M (*Continuing Airworthiness Requirements*), EMAR 147 (*Aircraft Maintenance Training Organizations*) a EMAR 66 (*Military Aircraft Maintenance Licensing*). Následně se časem ukázalo, že každý z těchto standardů obsahuje celou řadu formulářů a vzorů záznamů k vyplňování a není příliš komfortní je mít ve vlastním harmonizovaném standardu, který popisuje procesní přístup. Z toho důvodu byly tyto formuláře staženy ze všech EMARs, a tak vznikl dokument EMAR Forms, který byl veřejnosti zpřístupněn i ve formátu "word", což značnou mírou přispělo ke zvýšení uživatelské konformity. Všechny tyto standardy v posledním platném aktuálním znění, a mnoho jiných užitečných dokumentů, jsou volně přístupné na internetových stránkách EDA/MAWA Forum.

#### 5 NATO jde stejnou cestou

Obdobný přístup jako u zástupců MAWA Fora k problematice letové způsobilosti vojenských letadel byl zvolen v roce 2016 mezi jednotlivými zástupci členských států Severoatlantické aliance NATO, kde právě jím vytvoření harmonizovaných pravidel EMARs do značné míry usnadnilo práci. Pracovní skupina AWAG (*Airworthiness Advisory Group*) následně plně přijala a současně převzala všechny EMARs za své, a tak měla více času položit důraz na jejich implementaci do právního prostředí jednotlivých členských států NATO. Následně byl položen důraz AWAG na vlastní rekognoskaci této implementace, kterou prováděl a do dnešního dne i provádí samotný jeho výkonný prvek AES (*Airworthiness Executive Staff*). Ostatně toto není nepochopitelné, protože většina členů AWAG byla současně i členy MAWA Fora.

Zde je vhodné uvést, že od února roku 2021 se Ministerstvo obrany České republiky může tímto důležitým aliančním osvědčením o způsobilosti naplňujícím podmínky pro řízení systému letové způsobilosti v souladu s požadavky NATO také chlubit. Získalo jej od Výboru pro letectví AC (*Aviation Committee*) NATO po téměř ročním procesu dokladování a s tím spojeným i dohledem nad zavedeným systémem pro letovou způsobilost vojenských letadel

Vzdušných sil Armády České republiky, a to především v souladu s kritérii bezpečného provozu vojenských letadel Aliance stanovených dokumentem NAWP (*NATO Airworthiness Policy*).

Lze tedy obecně konstatovat, že právě převzetí a přijetí těchto harmonizovaných nadnárodních pravidel EMARs do prostředí Severoatlantské aliance NATO jim bezesporu přidalo na právní síle a od té doby je možné o nich otevřeně hovořit jako o celosvětovém vojenském standardu pro letovou způsobilost všech vojenských letadel.

## 6 Implementace EMAR do vojenského letectví České republiky

Nicméně na jedné straně je samotná tvorba a harmonizace společných vojenských standardů pro letovou způsobilost, což bylo završeno vyhlášením jednotlivých EMARs na stránkách ED/MAWA Forum, ale neméně důležitá byla a stále i je jejich vlastní implementace a uvedení do vojenského právního prostředí jednotlivých států.

Na základě výše uvedeného o nenarušování státní svrchovanosti, suverenity a obranyschopnosti vlastního teritoria, kdy se jedná u EMARs pouze o requirements nikoli regulation jako je tomu u civilního letectví, se jednotlivé státy mohly samostatně rozhodnout, jakým způsobem budou implementovat **EMARs** do iejich vojenského systému. Nejefektivnější a nejpraktičtější způsob, jakým implementovat EMARs je jeho úplného převzetí originálního znění a jeho vydání bez odchylek v originálním znění, popř. pouze doplněné o překlad v mateřském jazyce. Druhou možností je akceptace EMAR s tím, že nebudou danou zemí zavedeny, a to především z důvodu, že jejich národní předpisy jsou rovnocenné, nebo přísnější než předmětný EMAR. Třetí možností je zavedení do právního systému požadavků EMAR s možností výjimek a poslední možností bylo EMAR neakceptovat vůbec. Zde je také nutné konstatovat, že státy mohou každý tento EMAR implementovat samostatně, a to kterýmkoliv z těchto výše uvedených postupů.

Na základě nejednotností a nedokonalostí ve stávajících vojenských předpisech pro tuto oblast ve vojenském letectví České republiky a používání mnohdy pouze zvykových, historicky a generačně přenášených postupů, bylo nakonec stanoveno, že všechny EMARs budou Českou republikou plně zavedeny první variantou. Po zvážení všech okolností a možností zavedení do právního prostředí České republiky byla zvolena cesta implementace EMARs formou Českých obranných standardů (ČOS) a to i z důvodu možných častých změn, úprav a doplňování těchto standardů. Pro implementaci výše uvedených EMARs byla vyčleněna řada ČOS 174 0XX.

Následně bylo také přijato, že tyto ČOS budou vytvořeny jako dvojjazyčný anglicko-český dokument tak, jak je to obvyklá praxe u civilních leteckých norem.

V současné době je již vyhlášena kompletní řada těchto Českých obranných standardů pro oblast *airworthiness*, tzn. EMAR 145 je vydán pod ČOS 174004 (Požadavky na schválené organizace údržby), EMAR 21 je vydán pod ČOS 174005 (Certifikace vojenské letecké techniky a požadavky na organizace pro vývoj a výrobu), EMAR 147 je vydán pod ČOS 174006 (Požadavky na organizace schválené pro výcvik údržby), EMAR 66 je vydán pod ČOS 174007 (Požadavky na odbornou způsobilost personálu údržby) a EMAR M je vydán pod ČOS 174008 (Požadavky k zachování letové způsobilosti vojenských letadel). Jejich poslední a aktuální znění je možné získat na stránkách Ministerstva obrany v sekci obranná standardizace.

## 6 Civilní a vojenské standardy letové způsobilosti

Jak bylo výše uvedeno, harmonizací vojenských standardů pro letovou způsobilost se značnou mírou podařilo přiblížit ke standardům využívaným civilním letectvím. Tento fakt ale zásadním způsobem nezohledňuje právní sílu těchto standardů, jejich národní, či nadnárodní působnost a ani vymahatelnost formou dozorových autorit. Lze tedy odpovědně konstatovat, že s výjimkou značné podobnosti a identity standardů pro letovou způsobilost civilních a vojenských letadel jsou dále tyto "dva světy" diametrálně odlišné.

#### 6.1 Civilní airworthiness

Přejděme tedy nejdříve k popisu civilního letectví, které je založeno na bázi nadnárodní působnosti, používání jednotných a transparentních standardů pro letovou způsobilost. Na evropském kontinentu je to zastřešeno Evropskou unií a jejím výkonným prvkem EASA.

Obecně lze konstatovat, že Evropská unie má právní subjektivitu a jako taková má také vlastní právní řád, který je oddělený od mezinárodního práva. Právo EU má kromě toho také přímý či nepřímý účinek na právní předpisy členských států EU a stává se součástí právního řádu každého členského státu. Dále Nařízení EU mají obecnou působnost, jsou závazná v celém rozsahu a přímo použitelná. Musí být bezvýhradně dodržována těmi, na něž se vztahují (jednotlivci, členské státy, orgány Unie). Od svého vstupu v platnost jsou přímo použitelná ve všech členských státech, aniž by bylo nutné jejich provedení do vnitrostátního práva. Cílem těchto nařízení je zajistit jednotné používání práva Unie ve všech členských státech. Nařízení je nadřazeno vnitrostátním právním předpisům, které jsou neslučitelné s jeho hlavními ustanoveními.

Ne jinak je to i v prostředí zabezpečení letové způsobilosti civilních letadel na evropském kontinentu. V tomto konkrétním případě civilního letectví EU se jedná o základní Nařízení Evropského parlamentu a Rady (EU) č. 2018/1139 ze dne 4. července 2018 o společných pravidlech v oblasti civilního letectví a o zřízení Agentury Evropské unie pro bezpečnost letectví. Tento dokument definuje hlavní požadavky a má zabezpečit, aby v civilním letectví EU byla vždy zajištěna vysoká a jednotná úroveň bezpečnosti, a to přijetím společných nadnárodních bezpečnostních pravidel a opatření zajišťujících, aby všechny výrobky, osoby a organizace v civilním letectví v Unii vyhovovaly těmto pravidlům.

Pokud se budeme věnovat čistě problematice *airworthiness*, tak v kontextu základního Nařízení Evropského parlamentu a Rady (EU) č. 2018/1139 je tato oblast v civilním letectví členských států EU pokryta prováděcími pravidly uvedenými ve dvou Nařízeních komise (EU). První je č. 748/2012 ze dne 3. srpna 2012, kterým se stanoví prováděcí pravidla pro certifikaci letové způsobilosti letadel a souvisejících výrobků, letadlových částí a zařízení a jejich certifikaci z hlediska ochrany životního prostředí nebo pro prohlášení o jejich souladu, jakož i pro požadavky na způsobilost projekčních a výrobních organizací a Nařízením komise (EU). Druhým je potom č. 1321/2014 ze dne 26. listopadu 2014 o zachování letové způsobilosti letadel a leteckých výrobků, letadlových částí a zařízení a schvalování organizací a personálu zapojených do těchto úkolů. V letecké komunitě zpravidla jsou známa více než tato dvě Nařízení komise (EU) jejich přílohy, tzv. Parts. Konkrétně je jedná u prvního o Part 21, u druhého o Part M, 66, 145, 147 a další.

Dále jsou k těmto hlavním požadavkům a prováděcím pravidlům vydávána Rozhodnutí výkonného ředitele EASA, a to formou různých přijatelných způsobů průkazů (AMC) či poradenských materiálů (GM). Tyto jsou zpravidla pouze zpřístupněny a uveřejněny prostřednictvím internetových stránek EASA.

Zde je ještě vhodné zmínit i možnost tzv. národní varianty, kterou má každý civilní letecký úřad kteréhokoliv státu Evropské unie. Jedná se o využití stále platných příloh Chicagské úmluvy, tzv. Annexů, které byly v českém právním systému implementovány jako letecké předpisy řady "L". Konkrétně by se jednalo o naplnění požadavků předpisu L-8 (Letová způsobilost), který spolu s předpisem L-1 (Způsobilost leteckého personálu) taktéž pokrývají naši zájmovou oblast letové způsobilosti, vč. způsobilosti personálu údržby. V tomto případě bychom potom hovořily o tzv. annexovaných letadlech, která jsou, na rozdíl od transferovaných letadel EU, pouze v národní kompetenci národního civilního úřadu. Takovýmto případem v České republice tak může být např. "civilní" letoun L-39, který je annexovaným letadlem schváleným Úřadem civilního letectví České republiky.

#### 6.1 Vojenská airworthiness

Co se ale týče vojenského letectví, tak zde je situace značně odlišná. I když byly harmonizovány a v mnoha případech i implementovány společné požadavky na letovou způsobilost EMARs, stále jsou pouze v úrovni doporučení (*requirements*), nikoli, jako je tomu v civilním letectví, nařízením (*regulation*). V případě České republiky je tak vrcholným právním dokumentem zákon č. 219/1997 Sb., o ozbrojených silách České republiky ve znění pozdějších předpisů. Zde se jedná především o §35, Hlavy II Vojenský materiál, díl 2 Schvalování technické způsobilosti vojenské letecké techniky a její evidence, oddílu 3 "Evidence vojenských letadel a ověřování technické způsobilosti vojenské letecké techniky" a dílu 4 Vojenský letecký personál. Výše zmíněný oddíl 3, odborné veřejnosti spíše známý jako § 35 zákona stanovuje veškerá pravidla pro vojenskou leteckou techniku a dále díl 4, známější jako § 40 zákona, definuje veškeré požadavky na způsobilost vojenského leteckého personálu.

Zde bych se dovolil zastavit nad zněním odst. 4, § 35i, který přímo taxativně uvádí, že "… vojenská letadla zapsaná ve vojenském leteckém rejstříku mohou být provozována jen za podmínek stanovených ministerstvem". Z tohoto jednoznačně vyplývá, že Ministerstvo obrany je vrcholným orgánem nad provozováním vojenského letadla ve vzdušném prostoru České republiky, jak vlastních, tak i vojenských letadel jiných ozbrojených sil. K tomuto si stanovuje i svá vlastní pravidla.

K těmto dvěma výše uvedeným paragrafům zákona jsou následně vydány dvě prováděcí vyhlášky, které podrobněji upřesňují jednotlivé postupy a standardy. Jedná se o vyhlášku č. 154/2011 Sb., o vojenské letecké technice, schvalování technické způsobilosti vojenské letecké techniky, provádění pravidelných technických prohlídek a zkoušek technických zařízení vojenské letecké techniky, provozování a kontrolách vojenské letecké techniky a pověřování a osvědčování právnických a fyzických osob, a o vojenském leteckém rejstříku (o vojenské letecké technice) a vyhlášku č. 279/1999 Sb., kterou se stanoví kategorie vojenského leteckého personálu, jejich kvalifikace a rozsah odborných znalostí a vzor průkazu způsobilosti vojenského leteckého personálu.

A kde se tedy vytratily naše harmonizované standardy EMARs? Tyto harmonizované a nadnárodně uznávané vojenské postupy letové způsobilosti jsou aplikovány cestou tzv. transpozice práva. To je tedy proces, při kterém dozorová autorita využívá postupů standardu EMAR pod zákonnou normou, v případě České republiky je to tedy výše jmenovaný zákon 219/1999 Sb. Zde je nutné rozlišovat transpozici, což je formální začlenění EMARs pod

národní právo, zatímco implementace zahrnuje nejen samotnou transpozici, ale také adekvátní přímou aplikaci do právního předpisu.

Stejně tak, jak je to i v civilním letectví jsou k těmto hlavním požadavkům a prováděcím pravidlům vydávány různé druhy odborných pokynů, směrnic a interních dokumentů, které jsou zpravidla zainteresovaným subjektům distribuovány národní vojenskou leteckou autoritou.

## 7 Závěr

Závěrem lze konstatovat, že harmonizací standardních procesů na bázi civilních postupů se vojenské letectví značným krokem přiblížilo k transparentnosti civilního letectví. Zde je však stále nutno vnímat diametrálně rozlišné prostředí, kdy na jedné straně je civilní letectví založeno na nadnárodním transferu letadel, kdežto vojenské letectví striktně brání státní svrchovanost, suverenitu a obranyschopnost státu, a tudíž jeho teritoriální zaměření je nutností.

Stejně tak i vymahatelnost a právní odpovědnost je u civilního letectví na nadnárodních společných standardech, tj. Nařízení Evropského parlamentu a Rady Evropské unie, které jsou nadřazeny právnímu systému jednotlivých států EU. Národní zákonné normy jsou pouze v rovině nižší právní síly a další poradní a doporučující materiály jsou na té nejnižší úrovni. Pokud se ale přeneseme do světa vojenského letectví, tak jednoznačně nejvyšší právní normou a vymahatelným standardem jsou zákony jednotlivých států a až následně, tedy nižší právní silou jsou aplikovány (transponovány) harmonizované standardy EMARs.

Tento fakt je jednoznačně potvrzován i samotnými dozorovými orgány pro jednotlivá civilní a vojenská letectví. U civilního letectví je normotvorným orgánem zpravidla EASA, kdežto letecké úřady jednotlivých evropských států jsou v roli jejich výkonných a dozorových orgánů. Ve vojenském prostředí je normotvorná i výkonná složka zastoupena zpravidla ústředním správním orgánem, kde v případě České republiky je to Ministerstvo obrany, zastoupené v této věci odborem dohledu nad vojenským letectvím Sekce průmyslové spolupráce.

## Literatura

- BYSTŘICKÝ, R., JALOVECKÝ R., (ed.): Sborník příspěvků 18. mezinárodní vědecké konference "Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2018", 10.-11. října 2018, Brno, Česká republika, Brno, Univerzita obrany, 2018, 192, P. 3-11. ISBN 978-80-7582-056-3
- [2] SOUŠEK, T., ČADIL, J., ŠEVČÍK, V.: L+K č. 4, duben 2018 "Vojenská letová způsobilost jednotně", P. 46-48.

- [3] "The Defence Ministers' Political Declaration Regarding the timely Development and Implementation of the European Military Airworthiness Requirements" (EDA Doc. č. 2009/36)
- [4] "The European Harmonised Military Airworthiness Basic Framework Document BFD MAWA Forum" (Ed. 3.1)
- [5] <u>www.caa.cz/dokumenty/easa</u>
- [6] <u>www.eda.europa.eu/forums</u>

## **Internet Protocol Suite (IPS)**

Radek Záruba

Honeywell, email: Radek.Zaruba@honeywell.com



## **INTERNET PROTOCOL SUITE (IPS)**

#### What is IPS?

• IPS is a *network technology*\* replacing the aviation-specific *legacy cockpit datalink technologies*\*\* with the technology based on Internet Protocols broadly used and proven by all other industries.

#### IPS status:

- · Aviation standards being finalized and validated (ICAO, ARINC, RTCA)
- · Multiple past and ongoing R&D programs in US (FAA) and Europe (SESAR, CleansSky, ESA)
- · Flight tests and comprehensive lab tests with key stakeholders (Boeing, Airbus, Collins, SITA, Frequentis...).
- · Expected entry into service by the end of this decade.
- \* Network technology interconnects different data applications (WhatsApp, MS Outlook, CPDLC, ADS-C...) running on different platforms (computers, smartphones, aircraft avionics) anywhere around the globe.
  - Typically, you don't know it's there, but once it's gone all the connectivity you're used to will disappear.



- "Legacy cockpit datalink technologies use ACARS and ATN/OSI protocols conceived in 1970's or 1990's respectively to interconnect existing message-oriented cockpit applications.
  - Moving from ACARS and ATN/OSI to IPS is like moving our mobile phones from GSM to 3G, WiFi and internet.









## ACRONYMS

- ACARS Aircraft Communications Addressing and Reporting System (legacy cockpitair-ground messaging technology)
- ADS-C Automatic Dependent Surveillance Contract
- AOC Airlines Operational Control
- ARINC <u>https://aviation-ia.sae-itc.com/product-</u> categories/arinc-standards
- ATC Air Traffic Control
- · ATM Air Traffic Management
- ATN/OSI Aeronautical Telecommunication Network using Open System Interconnect protocols (legacy network technology used in Europe for messaging between cockpit and ATC)
- CPDLC Controller-Pilot Datalink Communication
- · E2E End-to-End
- ESA European Space Agency

- FAA Federal Aviation Administration (www.faa.gov)
- FANS Future Air Navigation Systems (denotes various versions of the cockpit datalink technologies)
- ICAO International Civil Aviation Organization
  (www.icao.int)
- IPS Internet Protocol Suite (subject of this presentation)
- LDACS L-band Digital Aviation Communications System (radio-link technology aspiring to complement and eventually replace VDLm2 in the future)
- RTCA Radio Technical Commission for Aviation (www.rtca.org)
- SATCOM Satellite Communication
- SESAR Single European Sky ATM Research
- VDLm2 VHF Datalink Technology mode 2 (legacy air-ground radio datalink technology operating in aviation VHF band)

5

• VHF - Very High Frequency

Honeywell - @2024 by Honeywell International Inc. All rights reserved.

#### 2024

#### Projekt

## ATC SIMULÁTOR SE VZDÁLENÝM UŽIVATELSKÝM PŘÍSTUPEM A AUTOMATIZOVANÝMI PSEUDOPILOTY

#### je spolufinancován Evropskou unií.

Projekt definuje dva hlavní výzkumně-vývojové cíle: vzdálený uživatelský přístup ATC simulátoru a automatizace činnosti pseudopilota.





EVROPSKÁ UNIE Evropský fond pro regionální rozvoj OP Podnikání a inovace pro konkurenceschopnost

## ATC simulátor se vzdáleným uživatelským přístupem a automatizovanými pseudopiloty Remote ATCO simulator with autonomous pseudopilots

Abstrakt: Předmětem projektu byl rozvoj existujícího systému ATC simulátoru o nové funkcionality, které jsou v tomto segmentu inovativní a nejsou běžnou součástí jiných produktů ATC simulátorů. Projekt definoval dva hlavní výzkumně-vývojové cíle: vzdálený uživatelský přístup ATC simulátoru a automatizace činnosti pseudopilota. Vzdálené uživatelské pracoviště ATC simulátoru umožní provádět online výcvik s nižšími náklady a lépe plánovat rozložení poskytování služeb výcviku mezi vzdálené i lokální účastníky. Ve školících centrech používajících simulátor pro komerční poskytování služeb výcviku ATCO je typicky velká část výcviku alokována pro zahraniční subjekty, pro které musí být zajištěno ubytování, stravování a další služby, včetně sdílení provozního času simulátoru. Při vzdáleném přístupu by bylo možné využívat simulátor např. i ve vícesměnném režimu (pokud to personální zabezpečení dovolí). Obdobně umožní i distanční práci pseudopilota (např. z domova či z jiného místa instalace simulátoru). Zcela aktuálně jsou možnosti cestování do místa výcviku a další služby limitovány z důvodu celosvětové pandemické situace, a tak se může dokonce jednat o vhodnou alternativu, či až jedinou možnost, jak zajistit provádění výcviku (obdobné situace totiž nelze do budoucna vyloučit).

Abstract: The subject of the project was the development of the existing ATC simulator system with new functionalities that are innovative in this segment and are not a common part of other ATC simulator products. The project defined two main research and development goals: remote user access to the ATC simulator and automation of pseudo-pilot activities. In training centers using the simulator for the commercial provision of ATCO training services, a large part of the training is typically allocated to foreign entities, for which accommodation, meals and other services must be provided, including the sharing of the simulator's operating time. For remote access, it would be possible to use the simulator, for example, in multi-shift mode (if staffing allows it). Similarly, it will allow remote work of the pseudopilot (eg from home or from another place of simulator installation). Currently, the possibilities of traveling to the place of training and other services are limited due to the global pandemic situation, so it may even be a suitable alternative or the only way to ensure the training (similar situations can not be ruled out in the future).

Doba řešení: 2021 – 2023 Hlavní příjemce: CS SOFT a.s.

Další účastník: Ministerstvo obrany, Univerzita obrany – Fakulta vojenských technologií

# Příspěvky konference

## Pokročilá automatizace NDT kontroly kompozitních dílů Advanced automation of NDT inspection of composite parts

Petr Bělský

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., email: belsky<u>@vzlu.cz</u> Eva Horká Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., email: eva.horka<u>@vzlu.cz</u> Jarmil Vlach Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., email: vlach@vzlu.cz

Abstrakt: Článek se zabývá pokročilou automatizací ultrazvukové NDT kontroly kompozitních dílů, která zlepšuje efektivitu a kvalitu inspekcí. Ve VZLU bylo v roce 2012 vytvořeno pracoviště využívající 3-osý kartézský systém pro kontrolu tisíců rovných nebo mírně zakřivených dílů. V rámci spolupráce s firmou ATG byl vyvinut mobilní robotický ostřikový NDT systém, který je navíc schopen kontrolovat i díly s komplexní geometrií. Na tyto aktivity navazuje v současnosti řešený projekt PAUTS, jehož cílem je využití pokročilé Phased Array technologie pro vývoj nových vysoce sofistikovaných NDT systémů. V rámci tohoto projektu byly vyvinuty nové komponenty usnadňující integraci této technologie, včetně speciálních ostřikových trysek pro PA sondy.

Klíčová slova: nedestruktivní kontrola, ultrazvuk, Phased Array, kompozitní materiály, robot

**Abstract:** The article deals with the advanced automation of ultrasonic NDT inspection of composite parts, which improves the efficiency and quality of inspections. In 2012, a 3-axis Cartesian system was implemented at VZLU for the inspection of thousands of flat or slightly curved parts. In collaboration with ATG, a mobile robotic water-jet NDT system was developed, capable of inspecting parts with complex geometries. These activities are currently followed by the PAUTS project, aimed at utilizing advanced Phased Array technology for the development of new highly sophisticated NDT systems. As part of this project, new components were developed to facilitate the integration of this technology, including special water-jet nozzles for PA probes.

Keywords: Non-destructive testing, ultrasonic, Phased Array, composite materials, robot

#### **1** Introduction

Automation of non-destructive testing (NDT) of composite parts is a modern trend that significantly improves the quality of production and maintenance in various industries, such as aerospace, automotive, wind turbine manufacturing, marine, rail, and construction sectors. Automation of the process leads to significant savings in time and costs. Manual inspection of composite parts is often labour-intensive, time-consuming, and requires specially trained personnel. Deploying automated ultrasonic systems reduces the need for human labour and shortens inspection times, resulting in higher productivity and lower operational costs. Additionally, automation minimizes the risk of costly repairs or product recalls due to overlooked defects.

Fiber-reinforced polymer composites are now widely used in most newly developed aerospace structures. Compared to traditional metallic materials, they have higher mechanical strength, stiffness, better corrosion resistance, and above all higher fatigue resistance [1]. These mechanical, physical, and chemical properties are further improved by the development of nanotechnology which gives the possibility to obtain nanocomposites that have better properties than conventional composites just by adding a small number of nanoparticles such as graphite flakes, multi-walled carbon nanotubes, etc. The implementation of these new technologies results in completely new materials with unique properties [2]. A major benefit offered by composite materials is the possibility of controllably changing their properties in accordance with the requirements for optimizing the designed structure. Fully mastered optimisation often results in highly sophisticated structures with complex geometries that present a challenge for non-destructive testing [3]. At the same time as the performance properties of composite materials are improving, the requirements for non-destructive inspection are increasing, because the presence of potential defects (manufacturing, operational) can significantly decrease the improved properties [4, 5].

The complex geometry of these composite components usually results in the inspection having to be carried out manually or by slow immersion tank technique. However, these inspection methods are very time-consuming, expensive, and highly dependent on human factors or the equipment used. For the automation of NDT inspection of composite parts with complex geometries, large Cartesian multi-axis systems have been predominantly used by the world's leading manufacturers over the past three decades. Cartesian scanning systems are generally ideal for inspecting flat or slightly curved surfaces, where precise linear movement in a single plane is critical. However, their fixed straight-line motion limits their efficiency when inspecting more complex-shaped composite parts. Additionally, these systems offer limited flexibility, have several technical constraints, and are often prohibitively expensive for small and medium-sized companies to implement. Due to the rapid technical progress in the sensor and robotics field in the context of the Industry 4.0 trend, new NDT systems using standard industrial or collaborative robots have become increasingly common in recent yearsChyba! Nenalezen zdroj odkazů.. These new systems benefit from the technical capabilities of modern robots that can position the measuring probes along the required 3D trajectory with high accuracy and speed. Their integral characteristic is their generally high adaptability to different applications and, nowadays, the continuously improving human-robot interface that simplifies their use. A very important factor is also their relatively low cost due to their wide use in industry. Examples of larger robotic NDT systems using conventional industrial robots include the NSpect system from Genesis System, ACCUBOT developed by Stäubli, Siemens, and FILL [6], RABIT from TechnaTecnatom, TWI IntACom [7], etc. A separate special group consists of systems based on the use of lightweight collaborative robots, including RadalyX by Radalytica [8], URQC-200 developed by FRS Robotics [9], COMETE invented at IRT Jules Verne, infra-red inspection robotic system used at NASA's Langley Research Center [10], etc.

#### 2 Cartesian NDT system in VZLU

In 2012, a new NDT laboratory was established at VZLU for mass ultrasonic C-scan inspections of test specimens for material tests. An immersion tank originally equipped with a simple manual traverse system and an Omniscan MX2 platform with Phased Array probes was used for this purpose. However, this manual equipment was insufficient in capacity and productivity and was therefore replaced after three years by an automated three-axis manipulator from INDETEC ndt, s.r.o. with a B&R Automation X20CP1585 control system. It is a modular PLC equipped with a 1GHz ATOM processor with passive cooling, which also includes 256 MB DDR2 SDRAM, USB, Ethernet, PowerLink and a slot for expansion modules. The traversing system is composed of UNIMOTION modules type MTJ and CTJ capable of working with a positioning accuracy of 0.08 mm. Programming of the control system is done using G-code in a similar way to CNC machines. The inside dimensions of the immersion tank are 2000x1200x600 mm and the working volume is about 1320 litres. It is sufficient for inspection of the test parts with maximum dimensions up to about 1500x1000x400 mm.



Fig. 1: Cartesian NDT system in VZLU and developed fairing for high scanning speed

The scanning equipment has been further modified and enhanced with other NDT technologies over the past 12 years, such as the squirt (for single-element UT probes) and air-coupled methods. Tens of thousands of composite parts and test specimens have been inspected with this equipment to date. Currently, this immersion scanning system is also used in the development of new water-jet nozzles for Phased Array probes, special hydrodynamic fairings, and other parts of the new automated NDT equipment developed under the PAUTS project. This project "FW10010093 Automated phased array ultrasound systems for inspection of metal and composite parts" is co-financed with the state support of the Technology Agency of the Czech Republic and the Ministry of Industry and Trade within the TREND Programme. This project is funded under the National Recovery Plan from the European Recovery and Resilience Instrument.

As it is a three-axis scanning system, it is only suitable for inspecting flat parts. Even slightly curved parts had to be inspected manually using time-consuming contact methods. VZLU therefore decided to take the next step towards automated NDT inspection of parts with complex geometries, resulting in the mobile robotic ultrasonic system described below.

#### 2.1 Analyses of the hydrodynamic properties of the PA probe fairing

Numerical analyses were performed in connection with the design of a suitable fairing for the immersion PA probe holders. Since immersion probes move at a speed of up to 1 m/s and the accuracy of the measurement is related to the position of the probe and its rotation relative to the inspected object, it was necessary to find an optimal shape and minimize the hydrodynamic forces acting on its holder. Therefore, numerical simulations in the field of NDT control in an immersion tank were focused on finding the optimal shape of the PA probe fairing. A total of 4 design variants were tested together with the effect of the vertical stabilizer on their function, which is shown in Fig. 2. The calculations were performed using the explicit dynamics tools of the ABAQUS solver. The volume of liquid in the reservoirs was discretized into 731,000 elementary particles and modeled using the Smooth Particle Hydro (SPH) method. The optimal shape, which leads to the lowest load on the probe fairing and holder, is the shape of a cone without a stabilizer (see Fig. 2–h). A comparison of individual variants is shown in Fig.2.



Fig. 2: Variants of fairings and calculated extremes of hydrodynamic forces

## 3 New robotic NDT Cell

As mentioned in the introduction, the primary motivation was to develop a flexible, automated system capable of efficiently inspecting not only planar samples but also, more importantly, samples with complex geometries. However, the transition from 2D to 3D inspection is quite challenging and requires at least 5 controlled axes. The addition of two more controlled axes to the existing 3-axis manipulator was technically possible but expensive. Furthermore, the key limitation was the size of the immersion tank. A more efficient solution was found using a collaborative robot with 6 controlled axes. VZLU, in collaboration with ATG, and NTIS's DiagEn Lab, a cost-effective robotic NDT cell was developed by modifying VZLU's existing immersion workstation (see Fig. 3). The upgraded system includes a FANUC CRX-10iA/L robot mounted on a mobile platform with an adjustable height robotic arm base. It supports ultrasonic inspections using water-squirt pulse-echo and through-transmission methods. The robotic arm can be positioned flexibly, either on the mobile platform or mounted on a stationary beam, optimizing placement for different test parts. The original 3-axis manipulator remains functional for flat sample inspections, while the robotic unit handles more complex geometries, ensuring adaptability for future NDT applications.



Fig. 3: New robotic NDT cell in VZLU

#### 3.1 Concept and topology of robotic NDT unit

Performing robotic ultrasonic inspection of composite parts with complex geometry is technically challenging, even with modern technology. Most cobotic systems are used for simpler tasks like material handling or packaging. For non-destructive inspection, precise positioning of measuring probes is essential. In ultrasonic inspection, the ultrasonic wave (or water beam in the water-squirt method) must maintain perpendicularity to the surface within  $\pm 2.5^{\circ}$ . Therefore, the robotic system needs accurate data on the part's geometry and 3D position, as real composite parts often differ from CAD models due to manufacturing inaccuracies or deformations.

At VZLU, a modified CogniGuide (CG) software guides the ultrasonic probe for automated inspection. Originally developed for welding tasks, which is in terms of precise positioning very similar application [11], CG uses a laser profile scanner to obtain a depth map of the part, either through direct scanning or using CAD data. The operator then marks the inspection area, and the system generates a trajectory for the robot, positioning the end effector with an ultrasonic probe accordingly. CG communicates with the RoboUT application for real-time data acquisition, and the scan data is analyzed via DUS Analytics. All system components (robot, scanner, ultrasound system, software) communicate using the TCP/IP protocol. The system topology is shown in Fig. 4.

The hardware of the robotic unit consists of the four main parts: Robotic arm on a mobile pedestal, Ultrasonic equipment, Robotic end effectors, and PC based control system


Fig. 4: Topology of robotic NDT unit

#### **3.2** Robotic arm on mobile pedestal

The primary factors influencing the selection of the robotic arm were safety, positioning accuracy, compactness, lightweight design, reliability, user-friendly programming interface, and a minimum protection rating of IP67. The FANUC CRX-10iA/L, a 6-axis collaborative robot, was chosen as the most suitable option. Collaboration capability is essential for the planned NDT activities, allowing the robot to work safely alongside humans and expensive aerospace equipment. The robot's advanced sensors on each axis monitor force and torque, stopping the robot if values exceed safe limits, thus avoiding collisions and eliminating the need for safety fences.

The selected model supports loads up to 10 kg, operates at 1000 mm/s in collaborative mode, and offers  $\pm 0.04$  mm positioning accuracy with a reach of 1418 mm. Its lightweight design (39 kg arm, 20 kg controller) facilitates easy transport and setup without cranes or special lifting tools. Mounted on a 60 kg telescopic mobile base, the cobot can be moved and adjusted for optimal inspection efficiency.

#### **3.3** Ultrasonic equipment

The goal was to create a lightweight, highly mobile robotic NDT unit, requiring a compact ultrasonic solution. Initially, the Omniscan MX2 was considered for its small size and versatility with conventional and Phased Array probes. However, due to its outdated model status and lack of support, a simpler alternative was chosen: the SOCO-1-UT single-channel board from Socomate International. The SOCO-1-UT is a universal ultrasonic board that integrates easily with various UT NDT applications. It comes with UTVIEW software for A-

scans and UT parameter settings and includes a complete SDK for custom solutions in C++, Visual Basic, and LabView on Windows 7 and 10. The robotic system uses Videoscan series immersion single-element ultrasonic probes from EVIDENT, with frequencies ranging from 1 to 20 MHz. Soon, the integration of Phased Array technology is expected. As part of the PAUTS project, development work is currently underway, focusing on the integration of the latest modular phased-array UT board Socomate SPIKE. Specifically, it involves a PAUT board in a 32:64 configuration equipped with the FMC (Full Matrix Capture) method. This technology will significantly contribute to speeding up and improving the inspection of complex parts with high demands on precision and reliability.

#### 3.4 Robotic end effectors

To use a cobotic system to perform ultrasonic inspections with the squirt technique, several specialized end-effectors had to be developed (see Fig. 5). Specifically, these include an end-effector for geometry scanning using a laser profilometer, water-jet nozzles for the pulse-echo (PE) method utilizing conventional single-element or phased array (PA) ultrasonic probes, and a C-frame for implementing the through-transmission (TT) method. All effector parts were manufactured in-house at VZLU using 3D printing methods FDM/FFF or MSLA. PETG material, which is very tough and has good heat resistance, was used to print the structure parts. PETG is especially suitable for printing mechanical parts. This material has a very low thermal expansion, so it does not distort on the printing pad and therefore there is no problem with printing even larger parts (e.g. a box of the C-frame).



Fig. 5: Robot end effectors

The end-effector for scanning the geometry of the inspected parts uses a Micro Epsilon LLT 2500-100 red laser profile scanner operating on the principle of optical triangulation. The red

laser was chosen based on tests carried out on parts made of CFRP composite. For glossier surfaces, a blue laser may be more suitable in some cases.

Other end-effectors include special water-jet nozzles for conducting ultrasonic inspections using the pulse-echo method with the squirt technique. The internal design of these nozzles was created to ensure that the water jet at the nozzle outlet is as laminar as possible. Laminar flow is crucial for minimizing unwanted noise and reflections of ultrasonic waves. It also allows for a greater distance between the squirt nozzle and the inspected part, which enables avoiding various protruding features of the inspected component (such as stiffeners, fastener heads, etc.). Achieving laminar flow with small circular cross-sectional nozzles is relatively easy. However, this becomes more challenging with larger rectangular cross-sections for PA probes. As part of the PAUTS project, detailed CFD analyses were conducted to better understand the flow inside the nozzle and improve the design of its internal structure. More information on these activities can be found below.

The robotic through-transmission method typically uses a pair of synchronized robotic arms. However, this solution is technically and economically very challenging. For inspection of parts with simpler geometries, an alternative solution with a single robotic arm equipped with a Cframe fixture can be advantageously used. During the development of the C-frame at VZLU, the aim was to make the whole design as light as possible. Therefore, it is innovatively composed of lightweight 3D printed plastic parts completed with parts made of CFRP composite. The total weight of this end-effector including probes and supply hoses is 3,6 kg.

#### 3.4.1 Water flow analysis through the water-jet nozzle channel

The analyses of the flow through the water-jet nozzle were focused on the effect of the homogeneity of the internal and outgoing liquid stream. In the first step, the velocity field inside the nozzle and at the outlet was calculated, which could subsequently be optimized (see Fig. 6). Magnitude of velocity calculations were performed using the Computational Fluid Dynamics (CFD) module of the ABAQUS software. Considering the stability of the solution, the calculations were performed so that the value of the Courant number did not exceed 0.45. The fluid was considered incompressible, the turbulent Spallart-Almaras model was applied.



Fig. 6: Magnitude of fluid velocity

The optimization of the output flow was performed in the same way as in the case of the determination of the magnitude of the drag forces for the hydrodynamic fairing of the PA probes. Minimizing the contraction of the output flow was the decisive aspect. The general shape of the flow is shown in Fig. 7 a), and a comparison of the initial and optimized flow is shown in Fig. 7 b).



Fig. 7: General shape of the output flow a), Initial and optimized jet output flow b)

#### **3.5** Robotic system tests at VZLU

For setting up and verifying the correct operation of any NDT system, it is very important to have a suitable reference standard with precisely defined artificial defects. These artificial defects represent real discontinuities that are typical for the parts being inspected. Therefore, a monolithic composite Inspection Reference Panel (IRP) with a double curvature of 750x400 mm was designed and manufactured. For the shape of this panel, part of the geometry of composite fan blades manufactured at VZLU was usefully adopted. The panel contains artificial defects of the 'delamination' type (double layer inserts) and 'forgotten foil' type (single layer separation foil inserts). The defects are created using 3x3, 6x6, 12x12, and 25x25 mm inserts made of Kapton and separation foil. The resolution of the C-scan was set to 0.8 mm. The

ultrasonic scanning speed was approximately 40 mm/s. An ultrasound probe with a frequency of 5MHz and transducer size of 0.25" was used for the scanning. The performed C-scans showed sufficient positioning accuracy of the ultrasonic sensor to the part to be scanned. All artificial defects were detected, both single and double layered up to 3x3 mm in size.

Currently, within the project PAUTS, tests of new water-jet nozzles for PA probes are underway. During their development, measurements of static pressures at defined nozzle



Fig. 8: Development tests of water-jet nozzles

locations for different flow rates were carried out. The data obtained were used to improve the numerical simulations of the flow. During the tests, evaluation of the quality of the outgoing flow, its stability and behaviour at different nozzle inclinations was also performed and ultrasonic measurements were made on a flat IRP panel. The first results obtained indicate a satisfactory nozzle design.

#### 4. Conclusions

In the past two years, the first significant and necessary steps were taken at VZLU in the introduction of robotics for non-destructive testing (NDT) of composite parts with complex geometries. The previously used 3-axis Cartesian scanning NDT device did not allow automated ultrasonic C-scan inspection of parts with complex geometries. In such cases, inspection had to be carried out manually using the contact A-scan method, which is both time-consuming and expensive.

Thanks to close collaboration between VZLU, ATG, and the NTIS research center, a new robotic NDT cell was created by modifying the current equipment for immersion ultrasonic inspection. The basis of the new system is the unique UTR-250-SQ robotic NDT unit, which is based on the use of a lightweight collaborative robot, the FANUC CRX 10 iA/L, mounted on a

mobile platform. Due to this setup and special control software, the unit is characterized by high mobility and flexibility. This robotic system uses the water-jet method in combination with conventional single-element probes.

The collaboration on this project has proven to be highly successful and beneficial for all partners. As a result, an even more ambitious project, PAUTS, has emerged. It is primarily focused on developing sophisticated automated NDT systems with high added value using advanced Phased Array technology. One of the key features of these systems will be their modular design, which will better adapt to customer requirements and allow for the assembly of the desired NDT equipment according to their specific needs.

In 2024, as part of this project, VZLU developed several individual components suitable for integrating this technology into systems for inspecting flat parts and rods. For example, special hydrodynamic fairing for fast immersion scanners, various types of adjustable holders for PA probes, and even water-jet nozzles for Phased Array probes were developed. These nozzles have a modular design and are intended for both Cartesian scanning systems and robotic NDT systems. Currently, intensive testing of these components is underway using specialized standards with both artificial and real defects.

# References

- [1] HOMOLA, P., KADLEC, M., RUZEK, R., SEDEK, J. (2017) Fatigue behaviour of tailored blank thermoplastic composites with internal ply-drops. In: *Procedia Structural Integrity*, Vol. 5, pp. 1342-1348. ISSN 2452-3216.
- [2] Kadlec, M., NovAkovA, L., Mlch, I., Guadagno, L. (2016) Fatigue delamination of a carbon fabric/epoxy laminate with carbon nanotubes. In: Composites Science and Technology, Vol.131, pp. 32–39. ISSN: 0266-3538.
- [3] KOLINOVA, M., BAKALOVA, T., VOLESKY, L., KEJZLAR, P., KOVACIC, V. (2019). Non-destructive Evaluation of Pore Size and Structural Change in Geopolymer Composite Materials with Added Fibres. In: Manufacturing Technology, Vol.19, pp.71-76. ISSN 1213-2489.
- [4] Hron, R.; Kadlec, M.; Růžek, R. (2021) Effect of the Test Procedure and Thermoplastic Composite Resin Type on the Curved Beam Strength. In: Materials, 14(2), 352.
- [5] Ozkan, D., Gok, M.S., Karaoglanli, A.C. (2020). Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) Composite Materials, Their Characteristic Properties, Industrial Application Areas and Their Machinability. In: Öchsner, A., Altenbach, H. (eds) Engineering Design Applications III. Advanced Structured Materials, vol 124. Springer, Cham. ISBN 978-3-030-39061-7.
- [6] Haase, W., Gramberger, T. (2019) Accubot a precision Robot NDT Kinematics for several modalities, In: The e-Journal of Nondestructive Testing, Vol.24, No.03, ISSN 1435-4934.

- [7] Mineo, C., Pierce, S.G., Wright, B., Nicholson, P.I., Cooper, I. (2015) Robotic path planning for non-destructive testing of complex shaped surfaces, In: AIP Conference Proceedings 1650, pp. 1977–1987.
- [8] Ghita, M., Uher, J., BohACovA, J., KadeRAbek, R. (2022) Arbitrary Path CT by Multi-Robot Imaging Platform (RadalyX), In: iCT 2022: 11th Conference on Industrial Computed Tomography, 8-11 Feb, Wels, Austria.
- [9] FRS Robotics Ultrasonic Robotic QC. Available online: https://www.frsrobotics.com/index.php/ solutions/ultrasonic-robotic-qc (accessed on 2 July 2021).
- [10] Cramer, K. E., Perey, D. F., Brown, J. L. (2019). The application of line scan thermography using multiple collaborative robots. In: 46th Annual Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation (QNDE2019). July 14-19, 2019, Portland, OR, USA. p.4.
- [11] VanICek, O., ChaluS, M., LiSka, J. (2020). Automatic Navigation System for 3D Robotic Laser Cladding. In: 2020 21th International Carpathian Control Conference (ICCC). IEEE, pp. 1-6.

# Acknowledgment

The research and development activities focused on the automation of ultrasonic inspection described in this article were carried out as part of institutional support and further developed in the project FW10010093. This project, "Automated Phased Array Ultrasound Systems for Inspection of Metal and Composite Parts" is co-financed with state support of the Technology Agency of the Czech Republic and the Ministry of Industry and Trade within the TREND Programme. The project is funded under the National Recovery Plan from the European Recovery and Resilience Instrument.

# Implementace metody zamíření na UAV pro shoz břemene do stanovené oblasti.

# Implementation of the UAV targeting method for dropping a load into a specified area

Štěpán Bros

22. zVrL Náměšť nad Oslavou, email: <u>stepanbros@seznam.cz</u>, Martin Polášek

Katedra letecké techniky, UO Brno, email: martin.polasek@unob.cz,

Abstrakt: Článek popisuje návrh a implementaci systému pro shoz břemene z dronu. Je zde popsána metoda zamíření CCRP (Continuous Computed Release Point), jež umožňuje určit okamžik uvolnění břemene na základě porovnání polohy cíle a kontinuálně počítaného dohozu. Dále jsou popsány komponenty, které se nacházejí na prostředku a jsou využívány k řešení výpočtů. V článku je také představen algoritmus řešení úlohy shozu na uvedených komponentech. Navrhované řešení dosud nebylo experimentálně ověřeno, ale v plánu je provést letové testy pro posouzení spolehlivosti a přesnosti systému.

Klíčová slova: UAV, CCRP, Raspberry Pi 5

**Abstract:** The paper describes the design and implementation of a system for dropping a load from a drone. It describes the CCRP (Continuous Computed Release Point) aiming method, which allows to determine the moment of load release based on the comparison of the target position and the continuously computed throw. Furthermore, the components that are on the vehicle and are used to solve the calculations are described. An algorithm for solving the release point problem on these components is also presented. The proposed solution has not yet been experimentally verified, but the plan is to perform flight tests to assess the reliability and accuracy of the system.

Keywords: UAV, CCRP, Raspberry Pi 5

# 1 Úvod

Motivací k řešení shozu břemene z dronu do stanovené oblasti byla soutěž SUAS 2023 konaná ve Spojených státech amerických. Úkolem soutěže bylo sestavit bezpilotní létající prostředek a pokusit se zavěšenými břemeny zasáhnout předem určená místa.

Článek popisuje návrh softwarového a hardwarového řešení uvedeného úkolu. Konkrétně se jedná o popis metody zamíření použitou k řešení úlohy shozu břemene do stanovené oblasti, popis komponentů použitých k řešení uvedené úlohy a popis algoritmu výpočtu okamžiku uvolnění břemene tak, aby dopadlo do stanoveného místa na zemském povrchu.

#### 2 Popis metody zamíření CCRP

Metoda CCRP (Continuous Computed Release Point) je jedna z metod zamíření na pozemní cíle, jejíž implementaci najdeme na mnohých moderních bojových letadlech. Výstup řešení úlohy zamíření, při použití uvedené metody, je určený okamžik shozu letecké pumy, kdy bod dopadu této pumy je shodný s polohou cíle na zemském povrchu. Obdobně jako u metody CCIP (Continuous Computed Impact Point) je u metody CCRP neustále vypočítáván dohoz pumy (vodorovná vzdálenost mezi místem shozu a místem dopadu pumy) za aktuálních letových podmínek. Místo projekce bodu dopadu pumy na průhledový displej u metody CCIP je u metody CCRP vypočítaný dohoz porovnáván se vzdáleností k cíli. Zároveň je vypočítáván požadovaný zeměpisný kurz vektoru traťové rychlosti, tak aby rovina pádu pumy procházela cílem. U pilotovaných letadel je tento požadovaný zeměpisný směr projektován na průhledový



Obr. 1: Horizontální situace CCRP

 $X_{\rm L}$  – podélná osa letadla ICAO,  $Y_{\rm L}$  – příčná osa letadla ICAO, 0 – těžiště letadla, IP – bod dopadu pumy, TP – relativní poloha cíle vůči těžišti letadla,  $V_{\rm GS}$  – vektor traťové rychlosti,  $D_{\rm T}$  – vektor cíle, **R** – vektor dohozu munice (velikost vektoru je rovna dohozu pumy),  $D_{\rm TX}$  – projekce vektoru dohozu munice ve směru cíle,  $\beta_{\rm GS}$  – relativní traťový snos,  $\psi_{\rm T}$  – úhel cíle,  $\psi_{\rm IP}$  – relativní směrový uhel k bodu dopadu pumy,  $\varepsilon_{\rm T}$  – kurzová chyba bodu dopadu vůči poloze cíle.

displej. Shoz pumy je uskutečněn v okamžiku, kdy dohoz a vodorovná vzdálenost k cíli jsou totožné. Uvedená metoda zamíření je, z principu funkce, určena k bombardování statických cílů. U bezpilotních letadel je pak vhodné využít odchylku požadovaného a skutečného zeměpisného kurzu vektoru traťové rychlosti jako parametr řízení letu. Obecná situace při letu do bodu shozu je uvedena na obr. 1. Uvedený parametr řízení letu lze z obr. 1 vyjádřit jako rozdíl úhlů  $\beta_{GS}$  a  $\varepsilon_{T}$ . Poloha letadla může být vůči cíli určena relativně nebo absolutně pomocí zeměpisných souřadnic ve standardu WGS84. Dohoz pumy je získán řešením balistiky pumy, tedy diferenciálních rovnic pohybu tělesa v odporujícím prostředí, viz [1].

Metoda CCRP nemusí být použita pouze pro shoz leteckých pum, ale obecně je možné ji využít pro shoz libovolného břemene do stanoveného místa (cíle) na povrchu Země. Podmínkou je, aby byly známé balistické vlastnosti daného břemene z důvodu výpočtu dohozu. Vzdálenost a zeměpisný směr od dronu k místu předpokládaného dopadu břemene lze určit z následujících vztahů pro sférickou Zemi, viz [2]:

$$D_{\rm T} = \sigma \cdot R_{\rm Z},\tag{1}$$

$$\sigma = \cos^{-1}(\sin\varphi_2 \cdot \sin\varphi_1 + \cos\varphi_2 \cdot \cos\varphi_1 \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1)), \tag{2}$$

$$\beta = \tan^{-1} \left( \frac{\cos \varphi_2 \cdot \sin(\lambda_2 - \lambda_1)}{\sin \varphi_2 \cdot \cos \varphi_1 - \sin \varphi_1 \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1)} \right), \tag{3}$$

kde:  $D_{\rm T}$  – vzdálenost dronu a cíle na kouli (ortodroma) (m),  $\sigma$  – středový úhel (rad),  $R_{\rm Z} = 6371210$  m – střední poloměr Země,  $\varphi_1$ ,  $\lambda_1$  – zeměpisná šířka, resp. zeměpisná délka pozice dronu (rad),  $\varphi_2$ ,  $\lambda_2$  – zeměpisná šířka, resp. zeměpisná délka pozice cíle (rad),  $\beta$  – zeměpisný kurz od dronu k cíli (rad).

Správný okamžik uvolnění břemene z dronu nastává, když rovina pádu břemene je orientována ve směru zeměpisného kurzu k cíli ( $\varepsilon_{\Gamma} = 0$ ) a vzdálenost cíle je rovna dohozu břemene ( $D_{T} = |\mathbf{R}|$ ). V praxi je shoz břemene uskutečněn i když kurzová chyba  $\varepsilon_{\Gamma} \neq 0$  a zároveň její velikost nepřekračuje stanovenou mez.

#### 3 Implementace algoritmu shozu v balistickém počítači

K vyřešení úlohy dopravení břemene do stanovené oblasti shozem z létajícího prostředku jsou použity běžně dostupné součástky. Systém shozu břemene pracuje autonomně na základě vstupních údajů získávaných během letu a informacích o cíli. Hodnoty jsou mezi sebou

porovnávány, a pokud dojde ke splnění podmínek pro shoz břemene, dojde k jeho uvolnění ze závěsného systému. Řešení zajišťuje hardware z obr. 2.

Výhodou tohoto zapojení je, že balistický počítač zde slouží jednak jako kontrolér pro ovládání dronu a dále jako počítač pro řešení výpočtu dohozu, výpočtu vzdálenosti mezi dronem a cílem a výpočet kurzu k cíli. Dále budou v článku popsány pouze prvky, které řeší výpočet dohozu. Prvky řízení nebudou v článku popisovány.



Obr. 2: Hardwarová struktura dronu

Základ celého systému je tvořen balistickým počítačem v podobě mikropočítače, který provádí potřebné výpočty metody CCRP, uchovává informace o balistických parametrech břemene, parametrech cíle (poloha ve WGS84 formátu a jeho nadmořská výška) a zajišťuje veškeré propojení mezi ostatními moduly pro získávání potřebných informací a řízení dronu. Program je napsán v programovacím jazyce Python a je spouštěn automaticky při připojení napájení dronu.

Balistický počítač kontinuálně propočítává dohoz břemene a porovná ho se vzdáleností cíle, viz vztahy (1, 2). Pokud je vzdálenost cíle menší nebo rovna dohozu dojde ke splnění k jedné z podmínek pro shoz břemene. Další podmínkou je dodržení kurzu letu k cíli. Ke splnění této podmínky dojde tehdy, když hodnoty kurzu letu dronu a kontinuálně vypočítávaného zeměpisného kurzu k cíli, řešeného dle vztahu (3), budou shodné, resp. v nastavených mezích. Dalším podstatným prvkem poskytující data k řešení metody CCRP je modul GNSS. Modul přijímá zprávy NMEA formátu, které jsou v mikropočítači převedeny na jednotlivé informace.

Jedná se zejména o zeměpisné souřadnice (zem. šířka, zem. délka), přepočtená nadmořská výška a traťová rychlost.

Modul inerciálního navigačního systému (INS) měří podélný sklon dronu k výpočtu dohozu břemene a také magnetický kurz letu. Magnetický kurz letu je v mikropočítači, přičtením deklinace, převeden na zeměpisný kurz z důvodu použití zeměpisných souřadnic ve výpočtech polohy cíle. Informace o kurzu letu je porovnávána s vypočteným kurzem k cíli k vyhodnocení splnění jedné z výše uvedených podmínek shozu.

Modul displeje (OLED displej) není nutnou součástí systému, je však možné ho využít tak, že se na něm zobrazují informace o správném fungování systému.

Poslední součástí je servomotor, který slouží k uchycení břemene a k jeho uvolnění za předpokladu splnění obou podmínek shozu. Za situace, kdy jsou podmínky splněny, mikropočítač pošle informaci do servomotoru změnou PWM signálu. To způsobí pootočení



Obr. 3: Blokové schéma algoritmu řešení shozu břemene

jeho hřídele a dojde k uvolnění zámku a shozu břemene. Tok informací s naměřenými hodnotami parametrů z jednotlivých modulů, a algoritmus výpočtu okamžiku shozu je uveden formou blokového schématu na obr. 3.

### 4 Závěr

Návrh řešení úlohy shozu břemene z dronu tak, aby dopadlo do vymezené oblasti, uvedený v tomto článku, zatím nebyl experimentálně ověřen. Jedná se jak o ověření spolehlivosti uvolnění břemene v požadovaný okamžik, tak především o přesnost zásahu požadovaného místa na zemi (cíle). Ta bude mimo jiné záviset na přesnosti měření vstupních veličin a výpočtu dohozu břemene. V budoucnu budou provedeny letové testy, které umožní objektivně vyhodnotit funkčnost navrhovaného řešení, zpřesnit balistické parametry použitého břemene a určit vlivy ovlivňující přesnost zásahu cíle.

### Literatura

- [1] NĚMEČEK, Jiří, POLÁŠEK, Martin, BAJER, Josef. *Systémy letecké výzbroje*. [skripta]. Brno: Univerzita obrany v Brně, 2019, 309 s. ISBN 978-80-7582-130-0.
- [2] VENESS, Chris. Calculate distance and bearing between two Latitude/Longitude points using haversine formula in JavaScript. Online. Dostupné z: <u>https://www.movable-type.co.uk/scripts/latlong.html</u>. [cit. 2024-09-26].

# Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS – Vedení operací ve vzdušném prostoru".

# Inovativní přístup k řízení teploty kritických leteckých komponent

#### **Innovate Approaches to Thermal Control for Critical Aircraft Components**

Miroslav Červenka

Institute of Aerospace Engineering, Brno University of Technology, email: <u>cervenka@fme.vutbr.cz</u>

Rostislav Koštial

Institute of Aerospace Engineering, Brno University of Technology,

email: kostial@fme.vutbr.cz

Abstrakt: Provoz elektronických zařízení za extrémně nízkých teplotních podmínek (pod mínus 50°C) představuje řadu výzev. Nedávný nedostatek integrovaných obvodů a polovodičů obecně výrazně omezil dostupnost pokročilých elektronických součástek, čímž se výběr snížil na pouhý zlomek toho, co bylo dříve dostupné. Automobilový průmysl spotřeboval většinu zbývajících zásob, zatímco komponenty pro letecký průmysl jsou stále zcela nedostupné. Tento článek hodnotí použití vyhřívacích pásků s pozitivním teplotním koeficientem (PTC) jako jednu z cest pro udržení teplotně poddimenzovaných elektronických zařízení v rozumném provozním rozsahu, čímž se minimalizuje dopad na proces návrhu elektroniky. Naše experimentální výsledky naznačují, že PTC pásky nabízejí značné výhody oproti ostatním aktuálně dostupným možnostem.

Klíčová slova: letectví, elektronika, tepelný management, topný pásek, extrémní teploty

**Abstract:** The operation of contemporary electronic devices under extremely low thermal conditions (below -50°C) presents numerous challenges. The recent chip shortage has significantly constrained the availability of advanced electronic components, reducing the selection to a mere fraction of what was previously accessible. The automotive industry has consumed the majority of the remaining stock, while aerospace-grade components are entirely unavailable. This paper evaluates the application of positive temperature coefficient (PTC) heating strips as a method to maintain underrated electronic devices within a reasonable operational range, thereby minimizing the impact on the electronics design process. Our experimental results indicate that PTC heaters offer substantial advantages over standard heaters used in the aerospace industry, although some challenges remain, which are discussed herein.

Keywords: Aviation, Electronics, thermal management, Heating strip, extreme temperatures

#### **1** Introduction

Integrated circuits (ICs) are essential to modern electronics, with their performance being highly temperature-dependent. Despite the fact that the minitaturized circuits generate heat due to energy losses occurring in components, connections, wiring, or withing the printed circuit board traces, operation of integrated circuits (ICs) at ultra-low temperatures, specifically below -50°C, presents numerous challenges. A primary issue arises from the differential coefficient of thermal expansion (CTE) between the components soldered to the circuit board and the circuit board itself. This discrepancy can induce significant stress, particularly upon the activation of the equipment. When hot components alter their shape due to this phenomenon, they may fracture brittle plastics, similar to the effect observed when dry ice is placed in a container made of brittle material, such as an ice chest. Another issue occurs when equipment is moved from extremely cold conditions to a warmer environment, potentially causing humidity condensation problems. While these can be mitigated by applying protective varnish, there are even more serious concerns.

Silicon dies face several challenges when operated at extremely low temperatures. One of the primary issues is the increase in resistance of semiconductors at lower temperatures, as noted by Thompson [1] and Jones [2]. When temperatures drop below certain thresholds, the types of IC devices that can be used and their performance are significantly constrained. Another issue is the decrease in electron mobility at lower temperatures, which occurs in most silicon dies and can lead to performance degradation, as discussed by Clark [3] and Gurrum [6].

Operating ICs at such low temperatures necessitates specialized packaging and treatment. However, even after the chip shortage is purportedly over, it remains impossible to obtain certain specific components from any source. Manufacturers have ceased production of ICs on ceramic substrates or have never encountered a requirement for specific components to be used under extreme conditions.

Operating ICs at such low temperatures necessitates specialized packaging and treatment. However, even after the chip shortage is purportedly over, it remains impossible to obtain certain specific components from any source. Manufacturers have mostly ceased production of ICs on ceramic substrates or have never encountered a requirement for specific components to be used under extreme conditions.

Printed circuit boards (PCBs) made from the FR4 material face challenges when exposed to extreme temperatures. The glass transition temperature (Tg) of FR4, typically ranging from 130°C to 140°C, causes the material to lose its mechanical properties and soften at this

threshold, especially under rapid temperature increases. High temperatures also lead to moisture absorption by FR4, causing swelling and distortion of the board, potentially damaging components and causing connectivity issues, as described by Shreyas [4]. Additionally, the adhesive used to bond the FR4 layers can weaken and fail at high temperatures, leading to delamination. Potential solutions include using high Tg FR4, polyimide, PTFE (Teflon), metal-core PCBs (MCPCBs), and ceramic substrates, each with their own advantages and disadvantages depending on the application requirements. For instance, aluminum-core PCBs can aid in excessive heat dissipation and external heat distribution but require unconventional methods due to their reactivity, as noted by LaBar [5]. However, our primary concern is the lower end of the extreme temperature spectrum.

The feasible solution to the aforementioned problems is to maintain the device temperature within a reasonable range specified by the components and other material requirements. Uneven cooling or heating of the device can cause additional issues, both electrical and mechanical. Therefore, precise and uniform heat delivery and distribution across the entire surface of the device under examination is of utmost importance. The following text describes one such approach applicable in the aerospace industry.

#### 2 Proposed Approach

Safety remains a paramount concern in the aviation industry. Traditional heaters are widely utilized across various industries despite the numerous issues they present. However, a potential solution to these problems exists in the form of Positive Temperature Coefficient (PTC) heaters.

#### 2.1 Self-regulating PTC Heating Components

PTC (positive temperature coefficient) heaters are self-regulating devices that function as openloop elements without the need for external regulation or control. Flexible PTC heaters utilize conductive ink layers printed on a flexible polymer-based matrix, incorporating at least two different conductive particles with distinct properties. For instance, carbon black with silica filler on a siloxane elastomer-based polymer was used as the reference and testing element, as described in the patent by Wachenfeldt [9].

Additionally, PTC elements are characterized by high reliability and durability, maintaining partial functionality even after sustaining multiple damages, as demonstrated in our previous study by Kostial [8]. PTC heaters present an excellent alternative for applications in the aerospace industry. Their usage ranges from heating critical electronic components that cannot be installed in a controlled environment (such as actuators and lights) to advanced self-

regulating anti-icing systems, which we have already tested see Figure 1, though the results are still under evaluation. Testing indicates significant benefits compared to standard heaters used in the aviation industry, along with some challenges, which are discussed in the subsequent section.



Fig. 1: Anti-icing PTC system in test: initial ice formation after 500s of active water spraying under icing conditions (left); situation after 785s anti-icing activation (right)

#### 2.2 Application for electrical components heating

Electronic components are typically categorized into various grades based on their thermal tolerance. Consumer-grade components are generally designed to operate within a temperature range of  $0^{\circ}$ C to  $+70^{\circ}$ C. Automotive-grade components exhibit a broader operational temperature spectrum, spanning from  $-40^{\circ}$ C to  $+80^{\circ}$ C. Aerospace applications, governed by RTCA DO-160G specifications [7], necessitate components capable of functioning across an even wider temperature range, specifically from  $-55^{\circ}$ C to  $+70^{\circ}$ C.

However, the procurement of components meeting these stringent thermal requirements presents significant challenges, particularly in scenarios where cost constraints are minimal. This limitation underscores the need for innovative solutions in component selection and thermal management strategies.

The primary objective of our sub-project is to maintain electronic printed circuit boards within thermally comfortable ranges for both individual components and the entire board structure. To achieve this goal, we have conducted an evaluation of two distinct heating strip configurations designed to promote spatially uniform heating effects across the electronic board.



#### Fig. 2: Evaluated heating elements: A12WM Heating Foil (left), generic polyimide flexible heater (right)

Conventional methods for heating printed circuit boards (PCBs), particularly for localized thermal management, involve populating the board with passive or active components in conjunction with analog or digital thermometer integrated circuits (ICs). This approach enables precise control over local temperature conditions within specific areas of interest on the board. In contrast, the utilization of heating strips presents an alternative strategy for global thermal management across the entire area of interest. While this method offers certain advantages, it also possesses inherent limitations compared to other heating techniques.

The following table summarizes the principal advantages and disadvantages of pre-assembled heating strips:

Disadvatages	Advantages
<ul> <li>Fixed temperature setpoint given by the material composition (not user adjustable)</li> <li>Availability of custom geometries and temperature thresholds.</li> </ul>	<ul> <li>Simplifies design process.</li> <li>Optimal energy use and distribution.</li> <li>High peak power.</li> <li>Unaffected by voltage variations.</li> </ul>
<ul> <li>Cost of custom solutions.</li> <li>PE/PET enclosure is not suitable for all scenarios.</li> </ul>	• "Built-in" temperature control without any external components resulting in higher reliability.

#### Tab. 1: Heating strip pros and cons

It is important to note that while heating strips offer a viable solution for global thermal management they may not be universally applicable due to specific design constraints or performance requirements of certain applications.



Fig. 3: Comparison of the reference strips in terms of resistance and heating power at Vdd 28V. The application would require the threshold temperature to be even lower than the strip #2; slightly negative values of the threshold would also be fully acceptable. The heating performance of strip #1 is too high whereas power output of strip #2 would be completely sufficient.

The PTC strip model A12WM is engineered with a predetermined maximum operating temperature of approximately 70°C, as stipulated in the product datasheet and independently verified through environmental testing in a climatic chamber (referenced as strip #1 in Figure 3).

It is noteworthy that subjecting electronic components to such elevated temperatures is highly undesirable due to potential thermal degradation and performance compromise. Notably, conventional heating strips are typically designed with a breakage point within this temperature range, further underscoring the sub-optimal nature of this behavior.

Our current research focus is centered on developing a PTC strip exhibiting characteristics analogous to those illustrated in Figure 3 (suggested strip characteristic #2). Specifically, we seek a device with significantly reduced power output (in the order of tens of watts) and a breakage temperature below 10-15°C. While such a design is theoretically feasible, commercially available options meeting these criteria are currently limited.

A distinguishing feature of the A12WM heating strip relative to generic flexible heaters lies in its selective thermal management strategy. The strip exhibits high impedance in regions proximal to components such as motor drivers and power mosfet transistors, thereby precluding excessive heat generation in areas already approaching or exceeding the threshold temperature. This selective heating pattern contributes to improved thermal efficiency and component protection.

#### **3** Conclusions

The aim of this paper was to briefly outline the challenges encountered in the development of increasingly complex and sensitive electronics in aviation. Due to the flight levels of commercial traffic, we primarily contend with very low temperatures affecting critical elements outside environmentally controlled areas of aircraft. The solution proposed in this paper is to maintain electrical components and PCBs within an ideal temperature range using flexible PTC heaters. These heaters seem to be to be highly suitable due to their self-regulating, material-based capabilities and long-term stability.

#### References

- Thompson J.C., Younglove B.A.: Thermal conductivity of silicon at low temperatures, Journal of Physics and Chemistry of Solids, 1961, Volume 20, Issues 1–2, Pages 146-149, ISSN 0022-3697
- [2] Jones K. W., Mitra A.K.: Integrated Circuits and Thermal Issues: A Primer. Journal of Aerospace, 2023, SAE Transactions, Vol. 112, Section 1, pp. 123-146
- [3] Clark W., El-Kareh B., Pires R., Titcomb S., Anderson R.: Low temperature CMOS-a brief review. Components, Hybrids, and Manufacturing Technology, 1992, IEEE Transactions on. 15. 397 - 404.
- [4] Shreyas S.: FR4: Understanding the Material and Its Applications in PCB Design, 2023, online:https://www.wevolver.com/article/fr4-understanding-the-material-and-itsapplications-in-pcb-design
- [5] LaBar, M.: Material Properties of Fr-4 Laminates and Their Relative Effects on Thermal Reliability in Printed Circuit Boards, California State University, Sacramento ProQuest Dissertations Publishing, 2022
- [6] Gurrum S., Suman S. Yogendra J., Fedorov, A: Thermal Issues in Next-Generation Integrated Circuits. Device and Materials Reliability, 2005, IEEE Transactions on. 4. 709 - 714.
- [7] Radio Technical Commission for Aeronautics Inc: RTCA/DO-160G, Environmental conditions and test procedures for airborne equipment, RTCA, Inc, Dec. 2010, pp. 22-1-22-42

- [8] Koštial R., Janhuba L., Hlinka J.: Aircraft leading edges minor damages detection based on thermographic survey of electrical anti-icing system. 13th Research and Education in Aircraft Design, 2019, pp. 15-22.
- [9] Wachenfeldt F.: Heating element, Patent No. WO2008048176A, 2008, https://patents.google.com/patent/WO2008048176A1/it

# Acknowledgement

This document was created within the project TN02000009 - NaCCAS II, co-financed from the state budget by the Technology Agency of the Czech Republic within the National Centres of Competence Programme.

# Ovládání výchylek kormidel na modelu letounu z prostředí Matlab - Simulink

### Control of rudder deflections on an airplane model from the Matlab -Simulink environment

Dario de Oliveira Manuel

22. základna vrtulníkového letectva Náměšť nad Oslavou, 222. vrtulníková letka email: <u>Dario.deOliveiraManuel@mo.gov.cz</u>,

Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky email: <u>rudolf.jalovecky@unob.cz</u>

Abstrakt: Článek představuje jednu z možností, jak využít modely pohybu letounu v Matlabu – Simulinku k prezentování výchylek kormidel na modelu letoun. Názornost chování kormidel při řízení letu, tlumení rychlých kmitů či funkce jednoduchých autopilotů je velmi náročná. Představa, jak rychle a jak moc se kormidla vychylují při analýze grafických výstupů náročná. Proto se přistoupilo k realizaci jednoduchého modelu kormidel, která jsou ovládána modelářskými servomotorky a jejich pohyb je následně řízen ze Simulinku. V článku je popsaná komunikace mezi Simulinkem a Arduinem, který pak následně ovládá servomotorky. Klíčová slova: Matlab, Simulink, Arduino, kormidlo, servopohon

**Abstract:** The article presents one of the possibilities of using aircraft movement models in Matlab – Simulink to present the deflections of the rudders on the aircraft model. Visualization of the behaviour of the rudders during flight control, the damping of rapid oscillations or the function of simple autopilots is very demanding. Imagining how fast and how much the rudder deflects when analysing graphic outputs is challenging. Therefore, a simple model of the rudders, which are controlled by modelling servomotors and their movement is subsequently controlled from Simulink, was implemented. The article describes the communication between Simulink and Arduino, which then controls the servomotors **Keywords:** Matlab, Simulink, Arduino, rudder, servo drive

# 1 Úvod

Hlavní cíl diplomové práce [1] bylo propojení a přenos dat mezi Matlabem – Simulinkem a vybranou verzi Arduina. Simulovaná data – v podobě aktuálních výchylek kormidel simulovaného letu letounu se následně přenáší do Arduina přes UART komunikační linku a

zpracované údaje jsou pak vysílány na servomotorky, které ovládání výchylky kormidel modelů.

Model kormidel na laboratorním přípravku, viz obr.1., obsahuje trojici servomotorků, které ovládají směrové kormidlo a přes jednoduchou mechaniku pak "plovoucí stabilizátor", kde jeden servomotor simuluje výškové kormidlo a druhý pak příčný náklon, tedy simuluje výchylku křidélek. Jelikož se jedná o spojení těchto dvou kormidel, dochází tak v aplikaci různých výchylek k docílení klopení a klonění. Součástí přípravku je i přepínač, který umožňuje přepnutí vstupu informací místo ze Simulinku tak z připojených potenciometrů, takže je možné kormidla ovládat i ručně, bez připojení k PC a Matlabu. Umožní to i lépe pochopit funkčnost spojení ovládání klopení a klonění.



Obr. 1: Model letounu s kormidly a servomotorky [1]

Protože jsme potřebovali Arduinem ovládat chvilky servomotoru na základě přijatých dat, tedy vlastním programem pro Arduino, nevyužili jsme existující projekty na přenos dat mezi Matlabem a Arduinem připravených projektů firmy MathWorks a navrhli jsme vlastní přenosový protokol včetně vhodného zabezpečení konkrétních údajů kontrolním součtem.

# 2 Princip přenosu dat – přenosový protokol

Navrženy přenosový protokol – paket musí zohlednit přenos desetinných čísel v celém rozsahu, co je schopné Arduino vnitřně zobrazit. K tomu se využívá standard IEEE 754 [2], který umožňuje přenášet desetinné číslo do 32 bitů, tedy 4x\*8 bytů. Na straně procesoru se pak využije funkce *union* [3], která formou mapování dat v rezervované paměti umožňuje obousměrný převod 4 bytů na desetinné číslo a případně i zpět. Na obr. 2 je zobrazen navržený přenosový protokol – paket jehož celková délka je 20 byte. První tři byty představují hlavičku,



Obr. 2: Struktura přenosového paketu [1]

dalších šestnáct bytů jsou data čtyř čísel ve formátu IEEE - 754 a poslední byte je konečný znak o velikosti jednoho bytu. Rozsah vysílání 4 čísel vycházel z požadavku vyslat do Arduina informaci po poloze tří kormidel a abychom byli schopni kontrolovat správnost přenosu dat, bylo jako 4 číslo vysílán prostý matematický součet předchozích tří desetinných čísel.

Po návrhu přenosového protokolu – paketu bylo nutné naprogramovat jak vysílání ze Simulinku, tak i příjem a dekódování dat v Arduinu.

#### 2.1 Návrh simulinkového schéma pro vysílání dat do Arduina

Simulink na současných počítačích pracuje s vyšším zobrazováním desetinných čísel, než by nám dokázal jak přenosový protokol, tak i vlastní Arduino zvládnout. Proto byl v Simulinku vyhledán blok "single", který zajišťuje konverzi čísel v Simulinku do formátu IEEE – 754, tedy 4 bytů. Testovací program v Simulinku je zobrazen na obr. 4 a obsahuje 3 generátory sinusového průběhu v nastavení různé amplitudy a frekvence – to budou v budoucnu představovat signály pro výchylky kormidel a součtový blok, který matematicky sečte okamžité hodnoty na výstupu generátorů sinusového průběhu. Klasickým multiplexerem je pak spojíme do společného signálu. Následuje již zmíněný blok single, který provede konverzi všech čtyř čísle a vyšle je na COM port sériového modulu. Sériový port je v tomto případě nastaven na

Serial Send		
Send binary dat	ta over serial port.	
Parameters		
Port: COM4		~
Data format		
Header:	['ssP']	:
	LF ('\n') •	1
Terminator:		
Terminator:	ing mode	



komunikační rychlost 38400 Bd, což se při ladění programu na straně Arduina ukázalo, jako optimální rychlost. Součástí konfigurace sériového portu je i nastavení "hlavičky" tedy úvodní části a koncový znak. Vše se nastavuje v "Block Parameters Serial Send" viz. obr.3. Písmena "ssP" odpovídají pro hexadecimální zobrazení 0x73, 0x73 a 0x50 a koncový znak "LF('\n') pak v hexa vyjádření 0x0A.



Obr.3: Schéma v Simulinku pro realizaci komunikačního protokolu s kontrolním součtem

Jak skutečně vypadá přenos dat navrženým protokolem je, s pomocí chytřejšího osciloskopu (umí přímo dekódovat 8-mi bitové údaje), zobrazen na obr. 4. Velmi dobře je zde vidět začátek – hlavička s čísly 0x73, 0x73 a 0x50, pak následuje přenos 4 čtyřbitových čísel a nakonec koncový znak 0x0A. údaje přenášených čísel je pro popis funkce nedůležitý, nicméně s pomocí webové aplikace "Konvertoru" [2] jej lze dobře realizovat s poznámkou 4 byty desetinného čísla jsou vysílána od nejnižší váhy 32 bytového čísla.



Obr.4: Příklad přenosu dat zvoleným komunikačním protokolem

#### 2.2 Příjem dat v Arduinu

Přijímací procedura v Arduinu musí jednoznačně identifikovat počátek paketu, jeho správnost a pak přijmout všechna data až do koncového znaku. Příjem bytu ze sériové linky lze testovat



Obr.5: Vývojový diagram příjmu zprávy

příkazem *Serial.available*, pokud je hodnota větší než 0, je v přijímacím bufferu alespoň jeden znak a lze jej přečíst a otestovat. Na obr. 5 je zobrazen vývojový diagram pro příjem celé zprávy – paketu. Opakovaně se čte sériová linka a pokud je k dispozici přijatý znak, tak se s ním dále pracuje. Pro identifikaci hlavičky, je na počátku testována hodnota přijatého bytu k hodnotě 0x73, následně i další znak musí mít hodnotu 0x73 a následný pak 0x50. tím program v Arduinu poznal, že odchytil hlavičku paketu a může přistoupit k přijmu 16 bytů jako těla zprávy s 4x4 byty. NA závěr se jen kontrolně přijme koncový znak 0x0A. Pokud v tomto zpracování nedojde k jednoznačnému přijmu celé zprávy, dojde k přeskočení programu pro čtení zprávy a navrácení programu ke čtení hlavičky od začátku.

2024

Po přijmu celého paketu přistupuje program k jeho zpracování. Tedy především ke konverzi 4 bytového čísla na desetinné číslo s využitím již uvedené struktury *union*. Po konverzi máme k dispozici všechna 4 čísla v desetinném vyjádření a provedeme součet prvních tří a porovnáme s přijatým posledním číslem. Vzhledem k tomu, že pracujeme s desetinnými čísly, může docházet vlivem zaokrouhlování k malé chybě, proto se kontrolní součet omezuje na testování rozdílu nikoliv na nulovou chybu, ale na chybu řádově  $10^{-5}$  případně ještě menší. Pokud projde kontrola správnosti přenosu dat, lze přistoupit k jednoduché úpravě přijatých dat tak, aby servomotorky mohli na vstupní číslo reagovat. Provádí se s využitím funkce *map()*, která docela spolehlivě upraví výstupní hodnotu proměnné do požadovaného

rozsahu, což pro servomotorky jde o rozsah 0-180 (rozsah úhlů servomotorků), resp. bylo nutné omezit výchylky servomotorků cca do rozsahu 40-150.

# 3 Konfigurace pro simulaci výchylek kormidel podle simulovaných dat v Simulinku

Celá sestava pro simulaci výchylek kormidel podle běžícího programu v Simulinku je na obr. 6. Základem samozřejmě PC s nainstalovaným Simulinkem, a programem pro simulaci – příklad bude uveden v kap. 4. Sériová linka na propojení s Arduinem je zde prezentována USB portem, neboť jak PC, potažmo Simulink, tak i Arduino dokáže mapovat UART komunikaci přes USB rozhraní. Vstupní piny pro měření polohy potenciometrů a výstupní piny pro obsluhu servomotorků jsou pak vedeny na DPS, která byla využita ze starší DP (2011) [5] a byl z ní odstraněn starší typ procesoru, Zdrojová část i poloha potenciometrů byla zachována.



DESKA PLOŠNÝCH SPOJŮ



### Obr. 6: Schéma propojení simulátoru kormidel k PC [1] a DSP elektroniky simulátoru (bez Arduina)

Vlastní struktura programu v Arduinu je na obr. 7. V úvodní části se klasicky nastavuji všechny počáteční podmínky, potřebné konstanty, definují proměnné, nastavuje se rychlost komunikace UART portu a připojení použité knihovny. V naší aplikaci jsme potřebovali použít knihovny na obsluhu sériového portu, instalován jako 2. sériový port, neboť Arduino UNO má jen jeden sériový port a knihovnu pro obsluhu servomotorků.

V základním cyklu běhu programu se testuje poloha přepínače, zda jde o ruční či automatické řízení (v smyslu přijmu dat ze Simulinku) a pak se program větví na čtení hodnot z potenciometrů při ručním řízení, přepočet jejich údaje a vychýlení patřičných servomotorků. Při automatickém pak na cyklické čtení dat z UART portu, příjem a dekódování zprávy, provedení kontroly na správnost přenosu dat a opět na následný přepočet přijatých údajů na výchylku servomotorků.

Ke knihovnám je vhodné připomenout, že ne vždy programátor tuší, co všechno knihovny z procesoru využívají, a tak se v řadě případů můžeme setkat se vzájemným ovlivňováním požadovaných funkcí. Při ladění programu bylo nakonec využito přes 21 variant kombinací obsluhy programové realizace sériové linky a obsluhy servomotorků. Přehled testovaných

knihoven je součástí obr. 7. a jako nejspolehlivější knihovny se ukázalo použít knihovny *AltSoftSerial.h* a *ServoTimer2.h*.



Obr. 7: Základní vývojový diagram programu pro obsluhu kormidel a seznam testovaných knihoven

# 4 Dosažené výsledky

Testovací program v Simulinku podle obr. 3. sloužil jen k jednoduchému odladění programu v Arduinu, tedy především přijímací části. Hlavní využití laboratorního přípravku bude v předmětu Automatické systémy řízení letu v jednotlivých specializacích katedry. Prezentovat se budou úlohy simulací podélného a stranového pohybu letounu, doplněné obvody tlumičů rychlých kmitů. Nadstavbou pak bude využití pro ukázku pohybu kormidel při simulaci jednoduchých typů autopilotů v obou rovinách simulací. Na obr. 8 je uvedeno společné simulační schéma jako pro podélný, tak pro stranový pohyb s tlumiči kmitů ve všech rovinách. Vstupem tu jsou skokové změny "požadavku" na výchylky kormidel a model pak reaguje na simulovaný pohyb kormidel, tak jak jej zpracuje Simulink podle jednotlivých rovnic modelů. Pro studenty můžeme ukázat nejen grafické výsledky simulací (viz. obr. 9), tak následně i skutečné výchylky kormidel na reálném modelu, což přinese podstatně lepší názornost funkcí jak pohybu letounu, tak i funkce tlumičů kmitů.

Pro případ vzniku příliš rychlého pohybu kormidel, které by servomotorky nemuseli stíhat, lze výpočet v Simulinku "zpomalit" tak, aby pohyb kormidel byl sledovatelný.



Obr. 8. Příklad simulinkového modelu při simulaci tlumení rychlých kmitů pro ovládání kormidel



### 5 Závěr

Realizace propojení simulinkového modelu s fyzickým modelem ovládání kormidel výrazně pomůže v názornosti chování letounu, resp. výchylek kormidel při simulovaném pohybu. Protože DP [1] řeší i přenos dat z Adruina (polohy všech tří potenciometrů do Simulinku je jen otázkou času, kdy nahradíme bloky *Delta v*, *Delta s* a *Delta k* signály, které budou prezentovat pohyb potenciometru, tedy proměnné vstupy do simulinkového modelu chování letounu

s následnou simulací tlumení rychlých kmitů a s ukázkou výchylek kormidel na modelu.

# Literatura

- Dario de Oliveira Manuel: Ovládání kormidel modelu letounu programovým prostředím MATLAB-Simulink, Diplomová práce. Brno, Univerzita obrany, 2024
- [2] IEEE-754 Floating Point Converter, Dostupné z: <u>https://www.h-schmidt.net/FloatConverter/IEEE754.html</u> [cit. 2024-09-10]
- [3] Union declaration, Dostupné z: <u>https://en.cppreference.com/w/cpp/language/union</u> [cit. 2024-09-10]
- [4] Dario de Oliveira Manuel: Návrh komunikačního protokolu Arduino Matlab, Brno, STČ, Univerzita obrany, 2024,
- [5] FAJMON, Stanislav. Laboratorní přípravek na demonstraci ovládání kormidel modelu letounu s pomocí mikroprocesoru. Kounicova 65, 662 10 Brno-střed, 2011. Diplomová práce. Univerzita Obrany, Fakulta vojenských technologií.

# Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS – Vedení operací ve vzdušném prostoru".

# Využití optovláknových snímačů deformací pro analýzu nasávacího kanálu

#### Use of Fiber Optic Strain Sensors for Intake Duct Analysis

Milan Dvořák

Ústav letadlové techniky FS ČVUT, Karlovo náměstí 13, 121 35 Praha 2, email: <u>milan.dvorak@cvut.cz</u>

Abstract: Tento článek popisuje experimentální ověření systému optických vláknových senzorů pro kompozitní nasávací kanál, použitý na novém cvičném letounu L-39NG od Aero Vodochody. Pro analýzu akustického zatížení byly instalovány optické i elektrické snímače deformací. Pozemní test motoru potvrdil funkčnost systému optických vláknových snímačů. Získaná data byla použita pro další zlepšení konstrukce nasávacího kanálu.

Klíčová slova: drak letounu, kompozit, Fiber Bragg Grating (FBG), Structural Health Monitoring (SHM), optovláknový senzor

**Abstrakt:** This paper describes experimental verification of a fiber optic strain sensor system for a composite intake duct, which is used for the new L-39NG jet trainer aircraft from Aero Vodochody. Both optical and electric strain sensors were installed for acoustic load analysis. Engine ground test confirmed the fiber optic sensor system's functionality and performance. Acquired data were used for further air intake duct design improvement.

**Keywords:** Aircraft structure, Composite, Fiber Bragg Grating (FBG), Structural Health Monitoring (SHM), Fiber optic strain sensor

# 1 Úvod

Příspěvek se zaměřuje na vývoj optického FBG (Fiber Bragg Grating) senzorového systému, který byl navržen pro monitorování chování kompozitního nasávacího kanálu pro lehký cvičný letoun L-39NG. Předchozí práce [1, 2] se zaměřovaly na chování demonstrátoru kanálu během impaktových testů nárazem ptáka a kroupy a na schopnost detekce takového typu poškození senzorickým systémem. Bylo prokázáno, že metoda instalace na kompozitní strukturu, je odolná a spolehlivá i během testování detekce nárazů s velkou energií [3, 4]. Dalším krokem byla instalace systému a měření na prototypu letadla.

Pro první pozemní motorový test a zkoušku kanálu byl použit FBG senzorový systém pro měření deformací. Jeho výhodou, v porovnání s klasickými elektrickými tenzometry, je dielektrické chování optovláknových senzorů. Tím pádem nehrozí riziko interference s jakýmkoli systémem letadla, navíc jsou odolné vůči interferencím způsobeným běžícím motorem a souvisejícími systémy. Na povrch vzduchového kanálu byla nainstalována čtyři optická vlákna s celkem čtyřiceti FBG senzory. Nasávací kanál se skládá z levé a pravé části, každá část byla osazena dvěma optickými vlákny s řetězci FBG senzorů (6xFBG v přední části kanálu ve směru letu, 14xFBG v zadní části, viz Obr. 1). Optická vlákna s vnějším průměrem 0,150 mm a primární ochranou z polyimidu byla přilepena na povrch a přelaminována vrstvou nízkogramážní skelné tkaniny s epoxidovou pryskyřicí.



Obr. 1: optická vlákna umístěná na levé části kanálu (nalevo); instalace optovláknových senzorů (modré kabely) a tenzometrů na kompozitovém kanálu

# 3 Pozemní motorová zkouška

Hlavním cílem strukturální analýzy bylo monitorování akustického zatížení od běžícího motoru, senzorový systém byl tedy primárně navržen pro měření malých hodnot deformace (odhadovaná amplituda poměrné deformace v rozsahu do 50 µm/m) v kombinaci s požadavkem na vysokou vzorkovací frekvenci (první frekvence lopatek je přibližně 3,6 kHz). Mechanická deformace v čase měřená během pozemního testu motoru je zobrazena na Obr. 2. Jak je vidět, kromě očekávané vysokofrekvenční oscilace byla měřena i další kvazistatická deformace struktury, s amplitudou od asi 90 µm/m (FBG03) na stranách struktury až po asi 3100 µm/m na spodní (FBG14) a horní části. Další analýza ukázala, že vliv nasávání vzduchu během maximálního výkonu motoru na zemi (s nulovou dopřednou rychlostí) byl při sestavování okrajových podmínek měřící úlohy podceněn. Konstrukce nasávacího kanálu se tedy nadměrně deformovala v místě, kde je geometrie složitá (roh mezi vnější boční stěnou a vnitřní rovnou svislou stěnou) a kde je sestava kanálu připojena k okolní konstrukci trupu.

2024

2024



Obr. 2: Mechanická deformace indikovaná FBG snímači na vzduchovém kanálu

#### 4 Závěry

První test FBG senzorového systému pro monitorování nasávacího kanálu ukázal, že je systém plně funkční a schopný poskytovat požadovaná experimentální data. Byly měřeny jak vysokofrekvenční hodnoty deformace s malou amplitudou, tak kvazistatické hodnoty deformace s velkou amplitudou. Nebyla pozorována žádná interference způsobená běžícím proudovým motorem nebo jiným systémem letadla. Naměřená data byla použita k ověření návrhu konstrukce kanálu a jako základ pro úpravy. Navíc bylo potvrzeno, že vyvinutý postup instalace a ochrany optického senzorového systému umožňuje další kroky, jako je montáž nasávacího kanálu, jeho upevnění do trupu a instalace okolní avioniky bez poškození senzorů.

#### Literatura

- [1] DOUBRAVA, R., OBERTHOR, M., BĚLSKÝ, P., DVOŘÁK, M., DOUBRAVA, K.:, Experimental Verification of Jet Engine Composite Inlet for Bird and Hail Stone Impact Resistance, In: EAN 2018 56th conference on experimental stress analysis, Conference Proceedings. Praha: Česká společnost pro mechaniku, 2018. p. 21-22. ISBN 978-80-270-4061-2.
- [2] DOUBRAVA, K., DVOŘÁK, M., DOUBRAVA, R., VÁCLAVÍK, J., RŮŽIČKA, M.: Experimental Analysis of Jet Engine Air Channel Impact Resistance by Means of Strain Gauges and FBG Sensors, In: EAN 2018 56th conference on experimental stress analysis, Conference Proceedings. Praha: Česká společnost pro mechaniku, 2018. p. 19-20. ISBN 978-80-270-4061-2.

- [3] DVOŘÁK, M., SCHMIDOVÁ, N., KADLEC, M., RŮŽIČKA, M.: Use of FBG Sensors for Delamination Growth Measurement under Mode I loading, In: 55th Conference on Experimental Stress Analysis 2017. Košice: Technical University of Kosice, 2017. p. 102-107. ISBN 978-80-553-3167-6.
- [4] SCHMIDOVÁ, N., DVOŘÁK, M., KADLEC, M., RŮŽIČKA, M.: Monitoring of Delamination Growth on the MMB Specimens Using FBG Sensors and Electrical Resistance Measurement Method, In: EAN 2018 56th conference on experimental stress analysis, Conference Proceedings. Praha: Česká společnost pro mechaniku, 2018. p. 367-373. ISBN 978-80-270-4062-9.

# Dedikace

Projekt byl podpořen Technologickou agenturou ČR v rámci projektu TE02000032.

# Laboratórne pracovisko pre simulovanie zmeny výšky letu malého lietadla – experimentálne overenie

# Laboratory workplace for simulation of changing the flight height of small aircraft – experimental verification

Natália Gecejová

Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra avioniky email: <u>natalia.gecejova@tuke.sk</u> Marek Češkovič

Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra avioniky email: <u>marek.ceskovic@tuke.sk</u>

Pavol Kurdel

Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra avioniky email: <u>pavol.kurdel@tuke.sk</u>

František Adamčík

Technická univerzita v Košiciach, Letecká fakulta, Katedra avioniky email: <u>frantisek.adamcik@tuke.sk</u>

Abstrakt: Za progresom letectva a leteckej techniky stoja technológie, ktoré sú pre laického pozorovateľa takmer neviditeľné. Avionické prístroje zohrávajú kľúčovú úlohu v oblasti bezpečnosti, efektívnosti a spoľahlivosti letu, nakoľko zabezpečujú funkciu udržania a kontroly stabilnej polohy lietadla a riadenia výkonu, pričom slúžia i na účely komunikácie a navigácie. Čoraz väčší počet sledovaných a zobrazovaných údajov, s ktorými je pilot počas letu neustále konfrontovaný, zmena spôsobu ich prenosu a modernizácia ich niekdajšej elektromechanickej prezentácie na elektronickú, vydláždili cestu pre vznik systému Elektronických letových prístrojov EFIS (Electronic Flight Instrument System). Práve tomuto združenému systému elektronických letových prístrojov, konkrétne jeho verzii pre malé ľahké športové lietadlá, je venovaný predložený článok, predovšetkým jeho praktická časť, v ktorej bude elektronický letový informačný systém EFIS – D100 od výrobcu Dynon Avionics využitý a pretvorený na stendové zariadenie pre potreby simulácie zmeny výšky tak, ako sa to deje za letu lietadla. Takto vytvorené stendové zariadenie, určené k simulácii zmeny výšky letu, bude programovo riadené a ovládané prostredníctvom prehľadného užívateľského rozhrania. Tento stend, určený ako

študijná pomôcka pre študentov Leteckej fakulty Technickej univerzity v Košiciach, dopomôže k lepšiemu pochopeniu princípu fukncie tohto komplexného systému. **Klíčová slova:** EFIS, experiment, lietadlo, simulácia, standové zariadenie

Abstract: Behind the progress of aviation and aviation technology are technologies that are almost invisible to the lay observer. Avionics instruments, crucial for flight safety, efficiency, and reliability, ensure the stable position of the aircraft and its control. They also serve communication and navigation purposes, providing a reassuring layer of reliability to the flight experience. The ever-increasing number of monitored and displayed data with which the pilot is constantly confronted during the flight, the change in the method of their transmission and the modernization of their former electromechanical presentation to an electronic one paved the way for the creation of the EFIS (Electronic Flight Instrument System). This system, especially its version for small light sports aircraft, is the focus of this article. In its practical part, we will delve into the hands-on aspect of the technology, transforming the electronic flight information system EFIS - D100 from the manufacturer Dynon Avionics into a stand device for the needs of simulating changes in altitude as it happens in flight. The stand device, designed to simulate a change in flight height, will be program-controlled and controlled through a straightforward user interface and will be used for students of the Faculty of Aeronautics, Technical University of Košice, as a valuable study device, enhancing their understanding of EFIS technology.

Keywords: aircraft, EFIS, experiment, simulation, stand device

# 1 Úvod

Leteckú elektroniku a vybavenie môžeme opísať ako filozofiu navrhovania a integrácie zariadení a vybavení so zreteľom na dodržiavanie prísnych noriem, techník a architektúr. Tie sú navrhnuté tak, aby vyhovovali špecifickej leteckej prevádzke a výkonnosti leteckých systémov vo všetkých fázach letu. Avioniku môžeme súhrne definovať ako elektronické systémy používané v lietadlách, kozmických lodiach i umelých satelitoch. Združujú v sebe prvky komunikácie, navigácie, zobrazovania aktuálnych letových informácií a správ z viacerých zariadení. Taktiež sem radíme veľké množstvo systémov, ktorými je lietadlo vybavené za účelom vykonávania vopred definovaných funkcií [1].

Je možné povedať, že progres vo vývoji leteckých prístrojov prebiehal simultánne s vývojom a zdokonaľovaním lietadiel. Tak ako narastali nároky na pilotáž, najmä za zhoršených meteorologických podmienok a letov v noci, tak sa zvyšoval počet i presnosť leteckých
prístrojov na palubnej doske. Rovnaký vplyv na vývoj avionických prístrojov malo aj zdokonaľovanie pohonu a začlenenie reaktívnych motorov do leteckej prevádzky – zvýšený počet sledovaných parametrov a ich následná potrebná vizuálna reprezentácia na palubnej doske lietadla.

Vývoj avionických prístrojov prešiel od nultej generácie, cez prvú generáciu, ktorá v sebe zahŕňala prevažne prístroje bojových lietadiel druhej svetovej vojny, plynulo do generácie druhej, povojnovej, ktorá združovala lietadlá s reaktívnym pohonom. Do šesť desiatych rokov minulého storočia bola avionika primárne vo forme elektromechanických letových prístrojov, pričom každý zobrazovací prvok – budík, bol určený pre zobrazovanie jednej informácie. Napríklad išlo o výškomery, tlakové senzory, či ukazovatele teploty [1].

Druhá polovica sedemdesiatych rokov minulého storočia predstavovala pomyselnú hranicu pre vznik tretej generácie prístrojov, príznačnú využívaním prvej číslicovej techniky – mikroprocesorov a počítačov. Práve používanie informačných technológií umožňuje oveľa jednoduchšie snímanie, prijímanie a spracovávanie získaných informácií. Namiesto separátneho vedenia údajov o veličinách na osobitné budíky, využíva sa zhromažďovanie viacerých dát zo snímačov na zberniciach, odkiaľ sú následné prenášané do multifunkčných avionických zariadení. V dnešnej dobe sa vo väčšine moderných dopravných lietadiel používa integrovaná modulárna avionika. Tá vytvorila nový štandard pre spojenie a komunikáciu medzi avionickými systémami na palube lietadla. Jej hlavným cieľom je zakomponovanie väčšiny lietadlových funkcií do štandardizovaných modulových jednotiek, pracujúcich medzi sebou v sieti, čím sa zjednodušuje transport dát a znižuje sa možná poruchovosť i hmotnosť potrebnej kabeláže [1,2].

Čoraz väčší počet sledovaných a zobrazovaných údajov, s ktorými je pilot počas letu neustále konfrontovaný, zmena spôsobu ich prenosu a modernizácia ich niekdajšej elektromechanickej prezentácie na elektronickú, vydláždili cestu pre vznik systému Elektronických letových prístrojov EFIS (Electronic Flight Instrument System).

Práve tomuto združenému systému elektronických letových prístrojov, konkrétne jeho verzii pre malé ľahké športové lietadlá, je venovaný konferenčný príspevok a najmä jeho praktická časť, v ktorej bude elektronický letový informačný systém EFIS – D100 od výrobcu Dynon Avionics využitý a pretvorený na stendové zariadenie pre potreby simulácií a výuky v prostredí laboratória avionických systémov. Práve z tohto dôvodu je jednou z hlavných úloh nájsť, popísať a simulačne i prakticky realizovať spôsob zadávania potrebných vstupných veličín/dát z jednotlivých "aktívnych lietadlových senzorov", ktoré nám v reálnom čase umožnia sledovať zmenu parametrov na vytvorenom stendovom zariadení systému EFIS.

# 2 Princíp funkcie systému EFIS

Moderné lietadlá, patriace do kategórie malých športových lietadiel, majú implementované pokročilé prístrojové vybavenie, ku ktorému možno radiť aj systém EFIS. Tento systém poskytuje informácie o polohe, rýchlosti letu či vertikálnej rýchlosti, výške letu, sklone lietadla, či spôsobe vykonávania zákruty. Súčasťou môže byť aj pohyblivá mapa - navigácia s možnosťou vykreslenia terénu a okolitej premávky, ponuka možnosti zobrazenia informácie o počasí, ako aj údajov o motore (ak je k dispozícií prídavný systém ECAM, prepojený so systémom EFIS) a to všetko na jednom alebo dvoch LCD displejoch. EFIS sa stal veľmi spoľahlivou a relatívne lacnou náhradou klasických elektromechanických a gyroskopických avionických prístrojov. Veľkou výhodou tohto systému je relatívna bezúdržbovosť, najmä v porovnaní s mechanickým prístrojovým vybavením [3].

## 2.1 Sledované parametre a zobrazované veličiny systému EFIS

Elektronický letový informačný systém je systém slúžiaci na zobrazovanie elektronických letových prístrojov v priestore pilotnej kabíny. Ide o moderný systém, implementovaný v novších lietadlách tretej generácie, informácie sa z prvotnej analógovej formy začali prenášať vo forme digitálnej.

Systém EFIS, implementovaný v moderných lietadlách, využíva generátory symbolov, ktoré sú prepojené s dvoma nezávislými displejmi (pre každého pilota jeden), zvyčajne uloženými v strede prístrojovej dosky. Generátory symbolov získavajú údaje z polohových a navigačných systémov lietadla. Prostredníctvom ovládacích prvkov displeja si môže každý pilot separátne zvoliť vlastný režim zobrazenia alebo funkcie obrazovky. Zálohou v prípade zlyhania jedného z dvoch primárnych generátorov symbolov je tretí, záložný generátor symbolov, ktorý je pripravený nahradiť chybný generátor plne automaticky, bez nutnosti zásahu pilota.

V moderných lietadlách je najčastejšie možné stretnúť sa so systémom EFIS, pozostávajúcim z dvoch častí:

- Primárny letový displej (PFD) Elektronický ukazovateľ základných letových informácií + umelý horizont (EADI),
- 2. Navigačný displej (ND) Elektronický ukazovateľ horizontálnej polohy (EHSI) [3].

## 2.2 Zariadenie EFIS-D100

Pre stendové zariadenie bol zvolený systém EFIS-D100 výrobcu Dynon Avionics. Pri opise samotnej funkcie prístroja a zobrazovaní údajov o lete je preto žiadúce zamerať sa práve na nami vybraný typ Elektronického letového informačného systému.

Zdrojom informácií o polohe lietadla sú tri pevné gyroskopy a tri pevné akcelerometre, ktoré sú dopĺňané o údaje zo snímača dynamického tlaku. Tri pevné magnetometre, uložené v zariadení EDC-D10A, slúžia pre poskytovanie informácií o smere, ktorým sa lietadlo pohybuje. Zariadenie obsahuje taktiež tri samostatné tlakové snímače, ktoré slúžia pre určovanie výšky, rýchlosti a uhla nábehu. Tieto informácie sú po spracovaní v generátore symbolov zobrazované na Primárnom letovom displeji (PFD) [3,4].

# 3 Príprava stendového zariadenia EFIS-D100 a návrh spôsobu simulácií požadovaných vstupných parametrov

Idea realizácie stendového zariadenia systému EFIS vzišla z potreby priblíženia moderných leteckých prístrojov a ich funkcie študentom leteckých technických odborov. V tomto prípade nejde o stendové zariadenie slúžiace na kalibračné účely, pre ktoré by bola požadovaná veľmi vysoká presnosť, spoľahlivosť a opakovateľnosť, ale ide o študijnú pomôcku, ktorej úlohou je čo najvernejšie, jednoducho a prakticky priblížiť funkciu tohto avionického zariadenia, inak umiestneného na palube lietadla. Pre tento účel bol zvolený už spomínaný EFIS-D100. Priblíženie hlavných komponentov, osadených na doskách plošných spojov konkrétneho zariadenia, opisuje nasledovná podkapitola.

## 3.1 Vnútorná štruktúra zariadenia EFIS-D100

Zvolené zariadenie je dodávané v duralovej skrinke, jednoducho zabudovateľnej do prístrojovej dosky lietadla. Na zadnej časti skrinky sa nachádza otvor pre napájací konektor a trojica otvorov pre prívody statického tlaku (STA), tlaku získaného z Pitotovej trubice (PITOT) a údaje o tlaku zo snímača uhla nábehu (AOA). Po demontovaní ochrannej duralovej skrinky je viditeľná vnútorná štruktúra zariadenia. Tá pozostáva z dvoch základných dosiek plošných spojov (vrchná a spodná), prepojovacej dosky plošných spojov na pravej strane a LCD displeja, ktorý je umiestnený v ráme so zabudovanými tlačidlami.

#### 3.1.1 Vrchná doska plošných spojov zariadenia EFIS-D100

Vrchná doska plošných spojov (Obr. 1) primárne slúži pre napájanie a riadenie zobrazovacej LCD jednotky.

Najdôležitejšie komponenty, umiestnené na tejto doske plošného spoja, sú označené číslami. Patrí sem prepojovací konektor pre LCD displej (1), operačná pamäť a generátor symbolov pre LCD displej (2) a vysokonapäťové polovodičové transformátory pre napájanie podsvietenia – CCFL trubice (3). Generovanie symbolov pre zobrazovaciu jednotku zabezpečuje Systém na čipe (SoC) LH79520.



Obr. 1 EFIS-D100 pohľad na vrchnú dosku plošných spojov

#### 3.1.2 Spodná doska plošných spojov zariadenia EFIS-D100

Spodná doska plošných spojov (Obr. 2) je osadená komponentmi pre príjem a spracovanie údajov zo snímačov, akými sú tri pevné MEMS gyroskopy a tri pevné MEMS akcelerometre – umiestnené spoločne (4) a tlakové snímače (5). Rovnako je na tomto mieste umiestnený zdroj (6), ktorý transformuje napätia z 12 V na dielčie napätia, potrebné pre napájanie konkrétnych snímačov. Tri pevné MEMS gyroskopy a tri pevné MEMS akcelerometre (4) sú umiestnené na spoločnej platforme snímania polohy a to ortogonálne v troch osiach – na každú os (X, Y, Z) pripadá jedna dvojica.



Obr. 2 EFIS-D100 pohľad na spodnú dosku plošných spojov

Použité tlakové snímače SM5470 a SM5430 výrobcu Silicon Microstructures sú určené na priamu povrchovú montáž a ponúkajú širokú škálu rozsahov pre meranie tlaku. Nízkotlaková

séria (model snímača SM5470) využíva jedinečnú technológiu Silicon Microstructures – nízkotlaková kocka umožňuje dosiahnutie vysokého rozlíšenia v rozsahu tlakov od 0.15 PSI (čo zodpovedá 1.03421 kPa) do 3.0 PSI (čo zodpovedá 20.68427 kPa) v plnom rozsahu.

Model tlakového snímača SM5430 sa dodáva ako diferenčný a absolútny tlakomer, pre tlaky pohybujúce sa v rozmedzí od 5 PSI (čo zodpovedá 34.47379 kPa) do 60 PSI (čo zodpovedá 413.68544 kPa) v plnom rozsahu. Pre porovnanie, hodnota tlaku stanovená podľa Medzinárodnej štandardnej atmosféry na úrovni mora a pri teplote 15°C dosahuje hodnotu 101.32500 kPa.

## 4 Návrh simulácie vstupných parametrov – zmena výšky letu

Zvoleným parametrom pre simuláciu je simulácia výšky letu, a to spôsobom zmeny statického tlaku. Nakoľko k zmene výšky nedochádza reálne, požadovaná zmena je riadená programom, opísaným v podkapitole 4.1., a to na základe zmeny hodnoty napätia, ktoré je merané potenciometrom pevne spojeným s upraveným piestom striekačky, vykonávajúcim simulovanú zmenu statického tlaku.

Pohyb piestu v striekačke zabezpečuje krokový motor EPSON EM-178, riadený modulom ovládania krokového motora A4988. Spomínaný modul predstavuje jednoduché rozhranie umožňujúce riadenie krokov a smeru otáčania sa motora. Pracuje v rozmedzí napätí od 8 V do 35 V a bez prídavného chladenia môže dodávať prúd vo výške 1.2 A na jednu fázu, pri dostatočnom chladení to môžu byť až 2 A na fázu. Ovládací modul ponúka päť rôznych krokových rozlíšení – celý krok, pol krok, štvrť krok, osminu kroku a šestnástinu kroku. Taktiež má v sebe implementovanú ochranu pred prehriatím, či podpätím. Využitie krokového motora, v kombinácií s ovládacím modulom, bolo v prípade požadovanej simulácie jasnou voľbou, nakoľko bolo potrebné presné stanovenie polohy hriadeľa a súčasne bolo nutné vykonávať precíznu kontrolu pohybu piestu.

Tvorba 3D návrhu a proces 3D tlače samotného piestu, vyhovujúceho požiadavkám na presný tvar a veľkosť, štýl uchytenia závitovej tyče k hriadeľu krokového motora a prepojenie so samotným piestom, či spôsob priamočiareho vedenia pohybu piestu v navrhnutom držiaku a súčasné konštantné pôsobenie na lineárny potenciometer predstavovali problém, ktorý nebolo možné vyriešiť jedným krokom. To demonštruje priložený obrázok (Obr. 3), ktorý zaznamenáva vývoj a výrobný proces piestu spĺňajúceho všetky nami stanovené kritériá.

Piest zobrazený na obrázku (Obr. 3), označený písmenom (a), bol prvotným návrhom slúžiacim k otestovaniu veľkosti, tvaru, spôsobu upevnenia závitovej tyče k piestu a v neposlednom rade

k možnosti vyskúšania plynulosti pohybu a dostatočného tesnenia v samotnej striekačke, využitej k simulovaniu zmeny tlaku.



# Obr. 3 Proces vývoja a výroby piestu striekačky slúžiacej k simulácií zmeny výšky letu – (a) bez bočného vedenia; (b) s jedným bočným vedením; (c) s dvojitým vedením

Piest označený písmenom (b) predstavoval ideu vedenia chodu piestu v navrhnutom držiaku len v jednom smere, bez simultánneho pohybu, ktorý by predstavoval vstup pre lineárny potenciometer. Návrh držiaka krokového motora a striekačky s piestom s vedením v jednom smere v programe Autodesk Fusion 360 a jeho reálna verzia, ktorá je výsledkom 3D tlače, je zobrazená na obrázku (Obr. 4).



Obr. 4 Návrh a realizácia držiaka krokového motora a striekačky s piestom s vedením v jednom smere

Vedenie piesta v jednom smere bolo z hľadiska priamočiarosti pohybu postačujúce, no pri vykonaní pevnostnej analýzy, simulačne v programe Autodesk Fusion 360 (viď Obr. 5) i v reálnych podmienkach – meranie silomerom (nameraná hodnota sily bola rovná 6.5 N), bolo zistené, že pri takomto silovom pôsobení na striekačku, počas simulácie zmeny výšky, dochádza k prehýbaniu rámu, v ktorom je upevnená.



## Obr. 5 Pevnostná analýza držiaka pri pôsobení sily (ťahu) krútiaceho motora na piest upevnenej striekačky

Rovnako vznikla potreba snímania aktuálnej úrovne napätia lineárnym posuvným potenciometrom, čo si vyžiadalo zdokonalenie návrhu piestu tak, ako je uvedené na obrázku (Obr. 3) v bode (c) a tým aj modifikovanie samotného držiaka simulačného zariadenia – upevnenie striekačky na spodnej i vrchnej strane obojstranným úchytom (Obr. 6).



## Obr. 6 Finálna verzia držiaka striekačky s piestom s dvojitým vedením (d); krokovým motorom (e); a potenciometrom (f)

Tretia verzia piestu, vizualizovaná na obrázku porovnávajúcom proces vývoja a výroby piestu striekačky (Obr. 3) označená písmenom (c), je finálnym produktom, ktorý je použitý v striekačke slúžiacej k simulačnej zmene tlaku (d), ovládanej krokovým motorom (e) a jeho poloha je vyhodnocovaná snímaním napätia potenciometrom (f) tak, ako je zobrazené na predchádzajúcom obrázku (Obr. 6).

Výsledná podoba simulačnej časti pracoviska pre riadenie zmeny výšky letu je zobrazená na obrázku (Obr. 7). Pracovisko pozostáva z už spomínaných komponentov, konkrétne krokového motora EPSON EM-178 prepojeného a riadeného ovládacím modulom krokového motora A4988, lineárneho potenciometrického snímača napätia, ktorý je riadený bočným vedením piestu striekačky, ktorá vyvoláva zmenu pôsobiaceho tlaku. Výstup zo striekačky je vedený

gumenou hadičkou do tlakového snímača SM5470/SM5430 výstupného zariadenia EFIS, na obrazovke ktorého je zmena statického tlaku prevedená na zmenu výšky letu.



Obr. 7 Simulačné pracovisko riadiace zmenu výšky letu

Aby bolo možné simuláciu riadiť prostredníctvom interface-u, vytvorenom pre intuitívne ovládanie študentom, všetky komponenty sú prepojené so zbernicovým multifunkčným zariadením pre spracovanie signálov DAQ NI USB-6216, ktoré je za pomoci USB kábla prepojené s počítačom, v ktorom beží riadiaci program simulácie zmeny výšky letu.

Primárnym zdrojom elektrickej energie pre napájanie simulačného pracoviska je zdroj neprerušovaného napájania (UPS) SmartLine SL 700. Tento medzičlánok bol zvolený predovšetkým kvôli potrebe získavania stabilizovanej hodnoty výstupného napätia (230 V a 50 Hz  $\pm$  1 Hz) s ochranou pred prepätím a taktiež kvôli možnosti napájania pracoviska pri výpadkoch či poklesoch elektrickej energie.

Na nepájivé pole je prostredníctvom napájacieho zdroja, odoberajúceho elektrickú energiu z UPS, privádzané jednosmerné napätie 12 V / prúd 1.5 A, ktorým je napájané zariadenie EFIS-D100, ako aj krokový motor EPSON EM-178. Elektrickú energiu z UPS odoberá taktiež notebook, Lenovo Thinkpad 7663 – CTO, na ktorom je spustený simulačný program a ku ktorému je pripojené DAQ.

#### 4.1 Programová časť simulovania výšky letu – výškomer

Pre spoľahlivú funkčnosť simulačného programu je okrem správneho nastavenia sledu príkazov a podmienok ním vykonávaných nevyhnutné pracovať s kvalitne získanými a spracovanými vstupnými dátami. V prípade simulácie zmeny výšky letu bolo pre získanie takýchto dát potrebné vykonať niekoľko sérií meraní, slúžiacich k určeniu intervalu hodnôt napätí prislúchajúcu ku konkrétnej hodnote výšky letu pri stúpaní a klesaní pomyselného lietadla. Získané hodnoty sú následne implementované ako rozhodovacie premenné v programe určenom k riadeniu zmeny výšky pomyselného letu.

Nakoľko prístroj EFIS – D100 pracuje s hodnotou statického tlaku, nie je zanedbateľná aktuálna hodnota tlaku na danom mieste, rovnako ani výška, v ktorej sa zariadenie aktuálne nachádza. Merania slúžiace k získaniu potrebných vstupných dát simulačného programu boli vykonávané v Košiciach, kde počas priebehu meraní tlak vzduchu zodpovedal hodnote 102 300 Pa (1013 hPa), nadmorská výška 206 m (zaokrúhlene 676 ft). Samotné zariadenie bolo v priebehu meraní umiestnené vo výškovej budove, konkrétne na 12. poschodí, čo zodpovedá výške 35 m (zaokrúhlene 114 ft) nad úrovňou terénu. Hodnota statického tlaku bola zadaná priamo do prístroja EFIS – D100 (1023 hPa), vďaka čomu bola na displeji zobrazená aktuálna výška, v ktorej sa zariadenie nachádza – 790 ft, čo zodpovedá súčtu nadmorskej výšky daného miesta a výšky umiestnenia zariadenia. Táto výška bola počas skúšobných meraní považovaná za nulovú (referenčnú) výšku, z ktorej bolo možné pomyselné stúpanie lietadla.

Pomyselný dostup lietadla bol pre simuláciu ohraničený výškou 17000 ft (5 181.6 m) s prihliadnutím na reálne použitie zariadenia EFIS – D100 prevažne v malých športových lietadlách, ktoré takéto výšky letu pri svojej štandardnej prevádzke nedosahujú. Ohraničením maximálneho dostupu bol stanovený rozsah potrebný pre simulačné meranie, slúžiace k určeniu hodnoty napätia prislúchajúce danej výške – od 790 ft po 17000 ft, s krokom 100 ft. Celkovo bolo v jednej sérií meraní vykonaných 163 zmien výšky so zaznamenanou hodnotou napätia pri stúpaní z výšky 790 ft a rovnaký počet meraní zmien výšky, teda 163, pri klesaní z výšky 17000 ft.

Prostredie pre meranie bolo navrhnuté a realizované za pomoci riadiaceho programu v prostredí LabView (Obr. 8), ktorého úlohou bolo pri stúpaní vysúvanie a pri klesaní zasúvanie piestu striekačky, pomocou ktorej je vyvolaná zmena tlaku, čím je na displeji zariadenia EFIS simulovaná zmena výšky. Ako je uvedené, meranie bolo vykonávané s krokom 100 ft (čo zodpovedá hodnote 30.48 m) a hodnota prislúchajúceho napätia, meraná posuvným potenciometrom a prevádzaná na číselný údaj zobrazovaný na displeji počítača prostredníctvom zbernicového multifunkčného zariadenia NI USB-6216, bola zaznamenaná až po úplnom ustálení na požadovanej výške.



Obr. 8 Blokové riešenie programu slúžiace k simulovaniu zmeny výšky po krokoch a zaznamenávaniu výsledného napätia

Vykonaných bolo 326 zmien výšky, stúpanie a následné klesanie, v jednej sérií meraní – dokopy boli vykonané tri série meraní, čiže 978 zmien výšky po 100 ft, s celkovým časom trvania všetkých meraní výšok a im prislúchajúcim hodnotám napätí, 20 hodín. Získané dáta boli zaznamenané do tabuliek, spriemerované, následne z nich bola vypočítaná hysterézia a získané výsledné napätia pre stúpanie a klesanie s použitím kratšej – 25 cm hadičky, určenej k vedeniu tlaku do prístroja.

Rozpätie výšky [ft]	Napätie [V] ↑	Napätie [V]↓
$1\ 000 - 2\ 000$	0.198	0.284
2 500 - 3 500	0.491	0.583
4 000 - 5 000	0.805	0.902
5 500 - 6 500	1.143	1.219
7 000 - 8 000	1.508	1.586
8 500 - 9 500	1.897	1.971
10 000 - 11 000	2.318	2.369
11 500 - 12 500	2.766	2.806
13 000 - 14 000	3.219	3.265
14 500 - 15 500	3.720	3.754
16 000 - 17 000	4.209	4.132

Tab. 1 Vybrané hodnoty rozpätí výšok pre simuláciu a im prislúchajúce hodnoty napätia

Z nameraných dát boli stanovené kombinácie rozpätí výšok, ktoré budú dosahované pri simulácií a im prislúchajúce hodnoty napätí (Tab. 1) s prihliadnutím na nutnosť použitia dlhšej

hadičky pre vedenie tlaku do prístroja – 55 cm, čím boli ovplyvnené výsledné hodnoty napätí pre simuláciu. Práve takto nadobudnuté hodnoty napätí tvoria dôležitú súčasť programovej časti pre simuláciu zmeny výšky riadenú zmenou napätia, ovládanú študentom výberom požiadavky na interface, ako je zobrazené a opísané v nasledujúcej časti predloženého článku.

Následným krokom, realizovaným po stanovení hraničných hodnôt výšok a napätí, bolo vytvorenie finálneho, plne automatizovaného riadiaceho programu, umožňujúceho simuláciu zmeny výšky letu pomyselného lietadla. Simulácia je ovládaná prostredníctvom jednoduchého interface-u (Obr. 9) v programe LabView.



Obr. 9 Interface pre ovládanie simulácie zmeny výšky letu pomyselného lietadla

Po spustení simulácie je zatlačením tlačidla zvolená požadovaná výška letu, do ktorej pomyselné lietadlo nastúpa – samotný priebeh stúpania a ustálenie na požadovanej hodnote výšky zo zvoleného intervalu je možné sledovať priamo na displeji zariadenia EFIS – D100. Obdobne je možné simulovať klesanie pomyselného lietadla a to za podmienky, že prv bolo vykonané stúpanie nad požadovanú výšku, ideálne na výšku v intervale hodnôt 17 000 – 16 000 ft.

Riadiaci program simulácie zmeny výšky letu, realizovaný softvérom LabView určenom pre meranie, testovanie a kontrolu hardvérového vybavenia, pozostáva z dvadsiatich dvoch možných udalostí, ktoré zodpovedajú dvadsiatim dvom možnostiam výberu zmeny výšky letu pomyselného lietadla. Pre každé tlačidlo je vytvorená samostatná štruktúra udalostí (Event Structure), ktorej je priradená sekvencia (Flat Sequence) – v predloženom prípade pozostávajúca zo štyroch rámcov. Subprogramy umiestnené v jednotlivých rámcoch sú vykonávané ako následnosť krokov – z ľavej do pravej strany.

Názorná ukážka časti riadiaceho programu, simulujúceho zmenu výšky letu, je zobrazená vo forme blokového diagramu v prostredí LabView na nasledujúcom obrázku (Obr. 10).



Obr. 10 Časť riadiaceho programu simulácie zmeny výšky letu pomyselného lietadla

Po zatlačení tlačidla so zvolenou hodnotou rozpätia výšky pre stúpanie, prípadne klesanie, je aktivovaná prislúchajúca štruktúra, ktorej súčasťou sú spomínané rámce a v nich obsiahnuté subprogramy.

Obsahom prvého rámca sú kroky potrebné k overeniu zapojenia správnej funkčnosti zariadenia simulujúceho zmenu výšky – sústavy tvorenej krokovým motorom prepojeného pomocou spojky so závitovou tyčou, ktorou je poháňaný piest striekačky. Overenie je realizované prostredníctvom vyslania kontrolného pulzu, ktorého následkom je pootočenie závitovej tyče o jednu otáčku, čo samotnú simuláciu negatívne neovplyvní, naopak, umožní sa tak poskytnutie spätnej väzby o prípadnom chybnom zapojení.

Ak je úspešne vykonaný prvý rámec, program plynulo prechádza do rámca druhého – ten slúži k meraniu aktuálnej hodnoty napätia pomocou potenciometra spriahnutého s piestom striekačky a následnému porovnaniu s pevne definovanou referenčnou hodnotou, konštantou, ktorá bola stanovená separátne pre každé tlačidlo a jemu prislúchajúcu štruktúru podľa toho, v akom rozmedzí sa pohybuje napätie pre zvolené rozpätie výšky. Ak je podmienka (v prípade stúpania aktuálna hodnota napätia menšia ako referenčná a v prípade klesania aktuálna hodnota napätia väčšia ako referenčná) splnená, plynulo sa prechádza do rámca tretieho.

Tretí rámec je najkomplexnejšou časťou simulačného programu. Riadi zopnutie motora a povolenie k jeho pohybu, určuje smer otáčania motora a s ním spojenej závitovej tyče – čím je volené simulovanie stúpania alebo klesania. Zároveň je riadený pohyb motora so

zadefinovanou frekvenciou 20 Hz v slučke až do momentu dosiahnutia požadovaného napätia pre zvolené rozpätie výšok tak, ako je uvedené v prislúchajúcej tabuľke (Tab. 1). Ak je požadované napätie dosiahnuté, subprogram zastaví vykonávanie riadiacich príkazov v príslušných slučkách. Štvrtý rámec zabezpečí odpojenie krokového motora, čím sa zabráni nežiaducemu prehrievaniu.

Opísaný program funguje obdobne pre každé tlačidlo voľby výšky letu pomyselného lietadla s obmenami, ktoré zabezpečia správne porovnávanie napätí v druhom rámci a zároveň upravia hodnoty napätí prislúchajúce požadovaným výškam v rámci treťom.

# 4.2 Užívateľský interface a opis simulácie zmeny výšky letu pomyselného lietadla v priestore

Po vykonaní úkonov vedúcich k vytvoreniu simulačných pracovísk pre zmenu výšky letu a polohy pomyselného lietadla v priestore, následnom meraní a testovaní správnosti funkčnosti pri opakovanom používaní a vytvorení plne automatizovaného simulačného programu v prostredí LabView, nasledovalo vytvorenie prijateľného používateľského rozhrania – interface-u (Obr. 11).

Samotné používateľské rozhranie pozostáva z dvoch častí – ľavá časť je venovaná simulovaniu zmeny výšky letu a pravá strana rozhrania ovláda simuláciu zmenu polohy lietadla v priestore. Po spustení programu je užívateľ dopytovaný prostredníctvom vyskakovacieho okna na to, ktorú časť simulácie chce vykonať – VÝŠKA alebo POLOHA.



# Obr. 12 Interface pre simulovanie zmeny výšky a polohy pomyselného lietadla v priestore

Ak si študent ako prvú simuláciu zvolí "VÝŠKU", spúšťa sa program pre simulovanie zmeny výšky. Užívateľ prv skontroluje nastavenú hodnotu tlaku na prístroji EFIS, ktorá by mala

korešpondovať s aktuálnou hodnotou tlaku na danom mieste – správnosť zobrazovanej hodnoty výšky, na základe informácie o aktuálnom tlaku je možné overiť, ak poznáme výšku miesta, na ktorom simulácia prebieha. V prípade, že hodnoty tlaku a výšky korešpondujú, užívateľ ako prvú možnosť volí stúpanie – žlté tlačidlá možnosti výberu. Počas toho, ako program vykonáva simuláciu je možné sledovať zmenu hodnoty výšky spolu s jej trendom, teda predikciou, priamo na displeji zariadenia EFIS. Rovnako je táto zmena zobrazovaná v prostredí interface-u v podobe inkrementálneho slidera, ktorého hodnota sa mení plynule s meniacou sa hodnotou výšky zobrazovanej na displeji zariadenia EFIS – a to od hodnoty 790 ft, čo je na mieste merania považované za nulovú – referenčnú hodnotu, po hodnotu výšky 17000 ft, ktorá bola zvolená za hodnotu maximálneho dostupu.

Po dosiahnutí požadovanej hodnoty výšky, zvolenej zatlačením tlačidla so zvoleným intervalom výšok, sa program zastaví a užívateľovi je opätovne ponúknutá možnosť výberu simulácie – VÝŠKA alebo POLOHA.

V prípade opätovne zvolenej možnosti simulovania výšky je možné buď stúpať do vyššej výšky, alebo klesať do nižšej. Ak je zvolené simulovanie klesania, volí sa hodnota, ktorá je nižšia než aktuálne dosiahnutá hodnota výšky. Po zvolení a zatlačení tlačidla klesania na požadovanú výšku – modré tlačidlá voľby, je program opätovne spustený a v tomto prípade je vykonávané klesanie na danú hodnotu. Priebeh je možné rovnako ako v prípade stúpania sledovať na displeji zariadenia EFIS, alebo na displeji počítača, na ktorom je spustený program a otvorené užívateľské rozhranie.

Proces simulovania výšky je možné opakovať neustále dookola, vždy je dôležité dbať na aktuálnu výšku a výšku požadovanú. V prípade, ak by bolo zvolené klesanie do výšky, ktorá sa nachádza nad aktuálnou výškou, program simuláciu nespustí, lebo nie sú splnené požiadavky, ktoré sú uvedené v programovej časti simulácie. Dosiahnutím požadovanej výšky je simulácia opätovne ukončená a užívateľ je znova dopytovaný a volí si požadovanú simuláciu.

# 5. ZÁVER

Tak, ako sa vyvíjalo letectvo, vyvíjali sa i prístroje používané v lietadlách. Od prvotných, veľmi jednoduchých zariadení slúžiacich primárne pre sledovanie motorových parametrov, rýchlosti a smeru letu, dospelo letecké odvetvie do bodu vojny. V tomto období bol zaznamenaný najväčší progres v oblastí bojových lietadiel, kde sa jednotlivé veličiny sledovali v analógovej podobe. Avšak ani v povojnovom období vývoj neustal, do popredia sa dostáva digitálna mikroprocesorová technika, vďaka čomu sa začali používať prvé zbernicové systémy.

Spočiatku na veľmi jednoduchom princípe, neskôr zložitejšie a prepájajúce väčšie množstvo zariadení, čo nasmerovalo vývoj k dnešnej dobe, kedy je vo veľkom využívaná integrovaná modulárna avionika.

Experimentálna časť výskumu, opísaná v predloženom konferenčnom príspevku, v sebe zahŕňa opis tvorby a zdokonaľovania jednotlivých simulačných pracovísk, výstupy predbežných meraní, výsledné podoby vytvorených simulačných programov i pracovísk, a v neposlednom rade zobrazenie finálneho užívateľského rozhrania a postupu pri simulovaní zvoleného parametra – pomyselnej zmeny výšky letu lietadla. Stendové simulačné pracovisko zmeny výšky letu lietadla bolo vytvorené za účelom rozšírenia praktickej výučby študentov leteckých technických odborov. Práve pre nich bol vytvorený užívateľsky prívetivý interface, ovládajúci plne funkčnú simuláciu zmeny výšky letu pomyselného lietadla a simuláciu zmeny polohy lietadla v priestore.

# Literatura

- [1] GRANT, R. G. a WHITEMAN, Philip. Flight: the complete history of aviation. New York: DK Publishing, 2022. ISBN 978-0-7440-4845-2.
- WANG, Guoqing a ZHAO, Wenhao. The organization and architecture of the avionics system. Online. In: The Principles of Integrated Technology in Avionics Systems. Elsevier, 2020, s. 41-101. ISBN 9780128166512. Dostupné z: https://doi.org/10.1016/B978-0-12-816651-2.00002-2. [cit. 2024-06-28].
- [3] TOOLEY, Mike. Aircraft Digital Electronic and Computer Systems. Online. London: Routledge, 2022. ISBN 9781003215516. Dostupné z: <u>https://doi.org/10.1201/9781003215516</u>. [cit. 2024-06-28].
- BENNETT, James S.; VYHNALEK, Brian E.; GREENALL, Hamish; BRIDGE, Elizabeth M.; GOTARDO, Fernando et al. Precision Magnetometers for Aerospace Applications: A Review. Online. Sensors. 2021, roč. 21, č. 16. ISSN 1424-8220. Dostupné z: <u>https://doi.org/10.3390/s21165568</u>. [cit. 2024-06-28].
- [5] HUGHES, Austin a DRURY, Bill. Electric motors and drives: fundamentals, types and applications. 4th ed. Amsterdam: Elsevier, 2013. ISBN 978-0-08-098332-5.

# Dedikace

Tento konferenčný príspevok vznikol s podporou projektu KEGA 033TUKE-4/2023 – Virtuálny komplex lietadlových a vrtuľníkových systémov ako prostriedok podpory výuky avionických predmetov.

# Termodynamický model jednoproudového motoru Turbojet engine thermodynamical model

David Grasev

Univerzita Obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky, email: <u>david.grasev@unob.cz</u>,

Adolf Jílek

Univerzita Obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky,, email: adolf.jilek@unob.cz,

Abstrakt: Tento článek se zabývá tvorbou modelu jednoproudového motoru Motorlet M701-400 s využitím komponentních charakteristik, které byly získány z literatury. Jsou představeny základní principy modelování komponent a výpočtu ustálených i přechodových procesů. Dále je odvozen zjednodušený model ve formě dynamických charakteristik, který umožňuje aproximaci pohybové rovnice rotoru v různých letových podmínkách a urychlení výpočtu. Nakonec je představena možnost využití umělé neuronové sítě (UNS) pro identifikaci a zjednodušení nelineárního modelu.

Klíčová slova: dynamika motorů, neuronové sítě, proudové motory, ROM

**Abstract:** This article deals with development of component-based thermodynamical model of Motorlet M701-400 turbojet engine utilizing component characteristics obtained from literature. Fundamental aspects of component modeling and calculation of both the steady state and transient operation are featured. Reduced order model (ROM) in a form of dynamical characteristics is derived to approximate the shaft governing equation and enhance the computational speed. Furthermore, artificial neural network (ANN) is utilized to identify and reduce the order of a nonlinear dynamical model.

Keywords: ANN, engine dynamics, reduced-order modeling, turbojet engine

# 1 Úvod

Stanovení statických i dynamických výkonnostních charakteristik proudového motoru je klíčových krokem vývoje. Matematické modelování snadnou analýzu, která je časově i finančně méně náročná ve srovnání s prováděním série pracných pozemních či letových

zkoušek. Modely navíc rozšiřují možnosti analýzy chování motoru v různorodých letových podmínkách.

V praxi se využívá značné množství přístupů počínaje náročnými simulace typu CFD (*Computational Fluid Dynamics*) použitelných pro detailní analýzu vlivu geometrie, lokálních turbulencí apod. na chování motoru a pro optimalizaci. U těchto modelů lze dále redukovat dimenzionalitu a výpočetní náročnost při současném poklesu rozlišení až na modely typu 0D, které pracují pouze s hodnotami stavových veličin danými průměrem jejich tangenciálního a radiálního rozložení ve vstupních a výstupních řezech jednotlivých komponent, ke kterým se přistupuje jako k černým skříňkám (*black box*) modelovaným pomocí vstupně-výstupních charakteristik. Příklady programů využívaných pro CFD a další simulace lze naleznout v [1–4]. V tomto článku byla využita metoda CMF (*constant mass flow*) [5, 6]. Komponenty jsou propojeny pomocí základních vztahů termodynamiky, které vychází z přijetí zjednodušujících předpokladů, jako je uvažování adiabatických procesů s empirickými korekcemi či zanedbání akumulace hmoty v otevřených objemech vlivem setrvačnosti. Schéma motoru M701 s označením používaných řezů uvádí Obr. 1.



Obr. 1: Schéma motoru Motorlet M701-400 s výpočtovými řezy

## 2 Modely komponent motoru

Mezi hlavní komponenty motoru se řadí vstupní a výstupní soustava (VS), kompresor, spalovací komora (SK) a turbína. Modely jsou tvořeny charakteristikami z literatury [7, 8].

#### 2.1 Vstupní soustava a atmosféra

Pro výpočet teploty a tlaku vzduchu nasávaného do motoru se využívá model mezinárodní standardní atmosféry (MSA) [9]. Ve vstupní soustavě dochází k náporovému stlačení vzduchu a vlivem tření k tlakových ztrátám. Tyto efekty jsou modelovány pomocí náporového stlačení  $\pi_N$  a součinitele ztrát celkového tlaku ve vstupu  $\sigma_{vst}$  viz. rovnice (1) a (2).

$$T_{1c} = 288 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right) \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)$$
(1)

$$p_{1c} = 101325 \cdot \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{5,2553} \cdot \sigma_{vst} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M_0^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$
(2)

Kde  $(\cdot)_{xc}$  značí veličinu v řezu x v celkových stavech, H a  $M_0$  jsou nadmořská výška a Machovo číslo letu a  $\kappa = 1.4$  je adiabatický exponent vzduchu.

#### 2.2 Kompresor a turbína

Kompresor je modelován pomocí interpolované kompresorové mapy udávající hlavní parametry – redukovaný parametr hmotnostního průtoku vzduchu, celkové stlačení a celkovou účinnost kompresoru jako funkce  $[\dot{m}_{char,K}, \pi_{Kc}, \eta_{Kc}] = f(\beta, N_{red,K})$ , tedy redukovaného parametru otáček a parametru  $\beta$ , který představuje transformaci souřadnicového systému pro spolehlivou realizaci 2-D interpolace uvedených závislostí [10, 11].



Obr. 2: Kompresorová mapa motoru M701, otáčkové větve (černá, *ot* · *min*<sup>-1</sup>) a vrstevnice účinnosti (modrá tenká) , hranice pumpovní a aerodynamického ucpání (červená přerušovaná)

Model turbíny je taktéž tvořen jejími charakteristikami, které lze interpolovat přímo. Druhou uvedenou charakteristiku je možné také otočit a vyjádřit ve tvaru  $\pi_{Tc} = f(N_{red,T}, \Delta T/T_{32c})$  pro účely přímého čtení tlakového spádu  $\pi_{Tc}$ , kde teplotní spád  $\Delta T/T_{32c}$  lze vypočítat z rovnosti výkonů motoru viz. kapitola 3.1.



Obr. 3: Průtoková charakteristika turbíny (vlevo) a teplotní spád (vpravo)

#### 2.3 Spalovací komora

Model spalovací komory je tvořen charakteristikou parametrů produktů spalování, zejména závislosti střední měrné tepelné kapacity  $c_{p,st\tilde{r}}$  na teplotách před a za spalovací komorou, která byla získána měření pro letecký petrolej – kerosin. Dále je uvažována závislost účinnosti spalování  $\eta_{sp}$  na výšce letu a otáčkách podle [7]. Ztráty celkového tlaku jsou modelovány podle rovnice (3).

$$\sigma_{SK} = 1 - \left(1 - \sigma_{SK,N}\right) \cdot \left(\frac{\dot{m}_{22,red}}{\dot{m}_{22,red,N}}\right)^2 + C_T \cdot \left(\frac{T_{3c}}{T_{3c,N}}\right)$$
(3)

Kde  $\sigma_{SK}$  je součinitel zachování celkového tlaku,  $\dot{m}_{22,red}$  je redukovaný průtok vzduch na vstupu do SK,  $C_T$  je koeficient ztrát přívodem tepla,  $T_{3c}$  je celková teplota před turbínou a  $(\cdot)_N$  značí hodnotu v návrhovém režimu. Pro danou kombinaci teplot je vypočten průtok paliva z rovnice energetické bilance SK (4).

$$\dot{m}_{pal} = \frac{\dot{m}_K \cdot c_{p,st\check{r}}(T_{2c}, T_{3c}) \cdot (T_{3c} - T_{2c})}{\eta_{sp} \cdot H_u} \tag{4}$$

Kde  $\dot{m}_K$  je fyzický průtok za kompresorem a  $H_u$  je dolní výhřevnost paliva.

#### 2.4 Výstupní soustava

Výstupní soustavu tvoří difusor, prodlužovací roura a výstupní tryska. Vlivem tření a poměrně turbulentního proudění vzduchu v soustavě dochází ke ztrátám celkového tlaku modelovaným souhrnně pomocí konstantního součinitele  $\sigma_{VS}$ . Hmotnostní průtok tryskou  $\dot{m}_{TR}$  a rychlost výstupních plynů  $c_{TR}$  lze vypočítat pro podkritický tlakový spád pomocí rovnic (5) a (6).

$$\dot{m}_{TR} = \mu_{TR} \cdot c_{TR} \cdot \frac{p_{42c}}{r \cdot T_{42c}} \cdot \left[ 1 - \varphi_{TR}^2 \cdot \left( 1 - \left(\frac{p_0}{p_{42c}}\right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}} \right) \right]^{\frac{1}{\kappa'-1}} \cdot A_{TR}$$
(5)

$$c_{TR} = \varphi_{TR} \cdot \sqrt{2 \cdot c_{p,pl} \cdot T_{42c} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_0}{p_{42c}}\right)^{\frac{\kappa'-1}{\kappa'}}\right)} \tag{6}$$

Kde  $\mu_{TR}$  a  $\varphi_{TR}$  jsou průtokový a rychlostní součinitelé trysky,  $c_{p,pl}$  je měrná tepelná kapacita plynů, r je měrná plynová konstanta,  $A_{TR}$  je plocha výstupního řezu trysky a  $\kappa'$  je adiabatický exponent plynu. Pro nadkritický spád platí, že  $c_{TR}$  je rovna místní rychlosti zvuku (7).

$$c_{TR} = \sqrt{\frac{2 \cdot \kappa'}{\kappa' + 1} \cdot r \cdot T_{42c}}$$
(7)

## **3** Výpočetní algoritmus a výsledky

Pro výpočet ustálených i dynamických procesů lze využít neiterační metody, které jsou však limitované možností přímého čtení parametrů z charakteristik komponent. Mapa motoru M701 je transformována pomocí  $\beta$  křivek, proto je v této prací využita Newtonova-Raphsonova iterační metoda, která v podstatě představuje diferenční verzi základní metody tečen a její rozšíření do vícerozměrných prostorů parametrů [5, 12]. Cílem je nalezení kombinace parametrů, která vede ke splnění platnosti rovnice kontinuity motorem.

#### 3.1 Rovnovážný chod

Rovnovážný chod (RCH) motoru je definován třemi podmínkami: rovnost výkonů turbíny a kompresoru, rovnost hmotnostních průtoků pracovního média mezi komponentami a rovnost otáček turbíny a kompresoru [13]. První uvedenou podmínku lze přímo využít k výpočtu práce turbíny při známé práci kompresoru a následně pro tepelný spád odečíst z charakteristiky tlakový spád a parametr průtoku, který musí být sesouhlasen s průtokem před turbínou.

V pracích [10, 11] je pojednáno o tzv. *ill-conditioning* problému spjatého s tvarem otáčkových větví kompresorové mapy. Tento problém je řešen pomocí  $\beta$  interpolace a transformace souřadnicového systému pro účely 2-D kubické interpolace. Z tohoto důvodu je jedním z iterovaných parametrů právě  $\beta$ . Pro danou dvojici ( $N, \beta$ ) lze vyčíst parametry za kompresorem a vypočítat jeho práci. Dále je třeba odhadnout teplotu před turbínou  $T_{3c}$  či hmotnostní průtok paliva  $\dot{m}_{pal}$ .

Cílem je nalezení kombinace parametrů  $\beta$  a  $T_{3c}$ , která vede ke splnění rovnice kontinuity. Z matematického hlediska je třeba naleznout kořen odchylek průtoku na výstupu kompresoru  $\dot{m}_{char,K}$  a turbíny  $\dot{m}_{char,T}$  (8) a na výstupu turbíny  $\dot{m}_{char,T}$  a trysky  $\dot{m}_{TR}$  (9).

$$\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{\dot{m}},T} = \boldsymbol{\dot{m}}_{char,K} - \boldsymbol{\dot{m}}_{char,T} \tag{8}$$

$$\boldsymbol{e}_{\boldsymbol{m},TR} = \boldsymbol{m}_{char,T} - \boldsymbol{m}_{TR} \tag{9}$$

Pro řešení tohoto problému je využita Newtonova-Raphsonova zobecněná metoda tečen, která využívá rovnice (10) k aktualizaci odhadů parametrů:

$$\boldsymbol{x} = \boldsymbol{x} - \boldsymbol{K} \cdot \boldsymbol{J}^{-1} \cdot \boldsymbol{e} \tag{10}$$

Kde  $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} \beta & T_{3c} \end{bmatrix}$  je vektor odhadovaných parametrů, *K* je velikost kroku iterace,  $\mathbf{e} = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_{\dot{m},K} & \mathbf{e}_{\dot{m},TR} \end{bmatrix}$  je vektor odchylek a **J** je Jacobiho matice sestávající z prvních parciálních derivací vyjadřujících míru vlivu změn každého odhadu na každou odchylku. Tyto derivace jsou v praxi aproximovány pomocí prvních diferencí vypočtených metodou malých změn (11).

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} \frac{\boldsymbol{e}_{mT}(\boldsymbol{\beta} + \Delta\boldsymbol{\beta}, T_{3c}) - \boldsymbol{e}_{mT}(\boldsymbol{\beta}, T_{3c})}{\Delta\boldsymbol{\beta}} & \frac{\boldsymbol{e}_{mT}(\boldsymbol{\beta}, T_{3c} + \Delta T) - \boldsymbol{e}_{mT}(\boldsymbol{\beta}, T_{3c})}{\Delta T} \\ \frac{\boldsymbol{e}_{mTR}(\boldsymbol{\beta} + \Delta\boldsymbol{\beta}, T_{3c}) - \boldsymbol{e}_{mTR}(\boldsymbol{\beta}, T_{3c})}{\Delta\boldsymbol{\beta}} & \frac{\boldsymbol{e}_{mTR}(\boldsymbol{\beta}, T_{3c} + \Delta T) - \boldsymbol{e}_{mTR}(\boldsymbol{\beta}, T_{3c})}{\Delta T} \end{bmatrix}$$
(11)

Kde kroky  $\Delta\beta$  a  $\Delta T$  jsou malé změny. Bod RCH je vypočten pro každou kombinaci *N* a  $M_0$  v rozsahu pracovní obálky motoru a letounu L29. Vliv výšky letu je zanesen skrze redukované parametry [7]. Uvnitř každého kroku iterační smyčky aktualizující parametry podle rovnice (9) probíhá výpočet *for* smyčky, která vypočte hodnoty odchylek pro nezměněné a změněné parametry. Výsledky jsou uvedeny na obrázcích níže. Počáteční odhady algoritmu musí být voleny tak, aby byla zajištěna jeho konvergence při dosažení požadované přesnosti.



Obr. 4: Závislost tahu (vlevo) a měrné spotřeby paliva (vpravo) na otáčkách pro  $M_0 = 0$ 



Obr. 5: Průběh teploty za turbínou (vlevo) a body rovnovážného chodu pro různá  $M_0$ 

Je patrná relativně dobrá shoda s otáčkovými charakteristikami z literatury [8] v oblasti středních a vysokých otáček. Odchylky v oblasti nízkých otáček jsou způsobeny nepřesností charakteristik, u nichž není zajištěno, že byly měřeny na stejném motoru a mohou se proto mírně lišit. Dále hrají roli také chyby aproximace map a odhadu konstantního průtokového a rychlostního součinitele trysky stejně tak jako součinitelů tlakových ztrát v jednotlivých částech motoru.

#### 3.2 Přechodové procesy

Mezi přechodové procesy se řadí akcelerace a decelerace motoru. Princip sesouhlasení hmotnostních průtoků je stejný jako v případě RCH, nicméně již neplatí rovnováha výkonů. Průtok paliva je nyní vstupní proměnnou a nemusí být odhadován – je znám v každém časovém kroku. Parametr  $\beta$  je stále odhadován v N-R algoritmu. Druhou odhadovanou veličinou je tlakový spád turbíny  $\pi_{Tc}$ , jelikož v oblasti aerodynamicky ucpané turbíny je nemožné ho přímo odečítat pro známý parametr  $\dot{m}_{char,T}$ . Úloha výpočtu spočívá v numerické integraci pohybové rovnice (12).

$$\dot{N} = \frac{dN}{dt} = \frac{30}{\pi \cdot J} \cdot (M_T \cdot \eta_m - M_K)$$
(12)

Kde J představuje polární moment setrvačnosti rotoru a pro motor M701 je  $J = 1.16 kg \cdot m^2$ ,  $M_T$  a  $M_K$  jsou točivé momenty turbíny a kompresoru a  $\eta_m$  je mechanická účinnost.

Časová doména integrace je ekvidistantně rozdělena na konečný počet časových kroků. Počáteční podmínky jsou dány jako  $N(0) = N_0$ . Na počátku každého časového kroku je hodnota  $\dot{m}_{pal}$  dána buď předepsaným signálem anebo akčním zásahem regulátoru. Po sesouhlasení hmotnostních průtoků při zanedbání vlivu akumulace a částečného stlačení média ve volných objemech je vypočtena pravá strana rovnice (12) a otáčky v dalším kroku jsou dány Eulerovou metodou integrace 1. řádu dle rovnice (13).

$$N_{i+1} = N_i + \left(\frac{dN}{dt}\right)_i \cdot \Delta t \tag{13}$$

Kde  $\Delta t$  je časový krok výpočtu a  $(\cdot)_i$  značí *i*-tý časový interval diskretizované domény. Uvažuje se také zpoždění dodávky průtoku paliva dané setrvačností palivového systému. Byl uvažován elektrohydraulický servoventil (EHSV), na kterém je udržován konstantní tlakový spád. Při výpočtech byl omezován průtok paliva v závislosti na otáčkách, aby nedošlo k překročení hranic mapy a maximální teploty  $T_{3c}$  a zhasnutí SK. Výhodou při výpočtech byl fakt, že křivky  $\beta = 0$  a  $\beta = 1$  tvořily hranice mapy. Limitní průtoky byly vypočteny pro různá  $M_0$ .



Obr. 6: Vypočtené limity průtoku paliva ve srovnání s RCH (zelená)

#### 3.3 Výpočet dynamických charakteristik motoru

Kompletní model obsahující N-R algoritmus představuje v podstatě funkci  $\dot{N} = f(N, \dot{m}_{pal})$ , jejíž odvození by umožnilo opustit nutnost iteračního počtu a významně tak urychlit výpočet. Při výpočtu byl interval otáček (0.5 ÷ 1) rozdělen s krokem 0.02. Pro každé otáčky byly vyčteny limitní hodnoty průtoku paliva a jimi vymezený interval byl rozdělen na 20 úseků. Vznikla tak nepravidelná síť 26 × 20 bodů, ve kterých bylo vypočteno zrychlení  $\dot{N}$  pro konstantní  $M_0$ . Rozsah  $M_0$  byl (0 ÷ 0.8) s krokem 0.1. Výška letu byla volena h = 4000 m.



Obr. 7: Charakteristika zrychlení pro  $M_0 = 0$  (vlevo) a  $M_0 = 0.8$  (vpravo), sesouhlasená stupnice  $\dot{m}_{pal}$ , křivka RCH (černá)

Kromě zrychlení lze tyto charakteristiky rozšířit na další veličiny, viz Obr. 8 a 9, ze kterých lze dopočítat celý cyklus motoru včetně tahu i samotného zrychlení. Srovnání průběhů hlavních parametrů cyklu během náhodné změny požadované hodnoty otáček jsou srovnány na Obr. 10. Simulace trvala 50 sekund a byla rozdělena na 10 pětisekundových úseků oddělených jednotkovými skoky. Výška a rychlost letu se pohybovaly v rozmezí  $H = (0 \div 8000) m$  a  $M_0 = (0 \div 0.8)$ . Z obrázků je patrná excelentní shoda průběhů. Charakteristiky byly vypočteny v konstantní výšce letu a přepočteny na redukované parametry, což je taktéž primárním zdrojem odchylek od iterativního modelu.



Obr. 8: Stlačení  $\pi_{kc}$  (a), hmotností průtok vzduchu  $\dot{m}_2$  (b) a krouticí moment kompresoru  $M_k$  (c) v závislosti na  $\dot{m}_{pal}$  a N ve tvaru redukovaných parametrů



Obr. 9: Charakteristiky teploty  $T_{3c}$  (a) a tlakového spádu turbíny  $\pi_{Tc}$  (b) v závislosti na  $\dot{m}_{pal}$  a N ve tvaru redukovaných parametrů

Charakteristiky lze v tabulkovém formátu využít ke tvorbě modelu v prostředí SW Simulink, což významně usnadňuje návrh regulační soustavy motoru.



Obr. 10: Srovnání průběhů hlavních veličin vypočtených pomocí iterace a redukovaných charakteristik při pseudonáhodné změně požadavku otáček

#### 3.4 Nelineární regulátor

Po sestavení modelu motoru bylo možno přistoupit k návrhu regulační soustavy sestávající z PI regulátoru a min-max omezovače paliva. Byl zvolen přístup nelineární regulace typu *gain scheduling*. Linearizace modelu motoru byla provedena v okolí 10 bodů RCH pomocí aproximace odezvy na jednotkový skok exponenciální trajektorií. Výsledkem byl model ve formě přenosové funkce prvního řádu. Časová konstanta a zesílení motoru byly funkcemi otáček, stejně tomu bylo i pro parametry regulátoru. Omezování bylo řízeno programem viz. Obr. 6. Vzhledem k přítomnosti saturace akčního zásahu bylo nutné kompenzovat *wind-up* efekt integrátoru pomocí metody *clamping* [14]. Regulátor byl naladěn tak, aby splňoval požadavky na stabilitu, kvalitu a přesnost řízení podle normy PART 33 [15] – akcelerace z 15 % na 95 % maximálního tahu při sekundu trvající lineární změně požadavku musí proběhnout pod 5 sekund bez překmitu.

## 4 Zjednodušení modelu pomocí neuronové sítě

#### 4.1 Architektura UNS a příprava dat

UNS se již v minulosti prokázaly jako vhodná volba v oblasti nelineární identifikace a zjednodušení modelů proudových motorů [16]. Po předběžné optimalizaci byla zvolena architektura dopředné UNS (*feedforward*) se třemi skrytými vrstvami viz. Tab. 1.

Vrstva	Počet neuronů	Aktivační funkce
Vstupní	4 - $\dot{m}_{pal}$ , N, $p_{1c}$ , $T_{1c}$	-
1. skrytá	20	tanh(x)
2. skrytá	50	tanh(x)
3. skrytá	10	tanh(x)
Výstupní	1 - <i>Ň</i>	sigmoid(x)

#### Tab. 1: Architektura neuronové sítě

Datový soubor byl získán ze série simulací dynamiky v různých letových podmínkách tak, aby byla pokryta operační obálka motoru. Testovací signál požadovaných otáček pro regulátor byl sestaven z úseků rychlých náhodných změn, pomalých změn, sinusového signálu s rostoucí frekvencí (*chirp*) a pomalé rampy s následnou dlouhou výdrží v ustáleném stavu, jelikož je důležité naučit UNS oblast nulového zrychlení pro RCH. Soubor byl rozdělen na data pro učení a validaci v poměru 1:1. Normalizace vstupních dat byla provedena pomocí z-transformace

(*z-score*). Výstupní data byla normalizována v rozsahu funkčních hodnot funkce sigmoid(x), tedy (0 ÷ 1).

#### 4.2 Učení

Proces učení spočívá v optimalizaci váhových koeficientů a konstantních členů lineárních kombinací vstupů v každé vrstvě. K tomuto účelu byl zvolen SW MATLAB a balíček *Deep Learning Toolbox*. Metodou učení byl zvolen gradientní sestup metodou *ADAM optimizer* s účelovou funkcí RMSE (*Root Mean Square Error*), dále L2 regularizací, která do účelové funkce přidává průměr druhých mocnin parametrů a předchází přetrénování (*overfitting*), a nakonec proměnným krokem učení, jehož počáteční hodnota byla  $\eta = 0.01$  a postupně byla snižována podle exponenciály - tzv. simulované žíhání (*simulated annealing*). Učení bylo ukončeno po 5000 iteracích a byla zvolena sada parametrů, které odpovídala nejnižší hodnota RMSE validačních dat rovna  $1.07 \cdot 10^{-3}$ .

#### 4.3 Validace

Validace byla provedena srovnáním charakteristik zrychlení vypočtených pomocí iteračního modelu a UNS v letových podmínkách H = 0 m a  $M_0 = 0$  viz. Obr. 11a. Střední absolutní odchylka činila 46.86  $ot \cdot min^{-1} \cdot s^{-1}$ . Kromě globálního srovnání byla pozornost zaměřena také na oblast RCH a schopnost UNS naučit se nulové zrychlení. Na Obr. 11b je srovnání průběhů škrtící charakteristiky motoru získaných řezem ploch rovinou  $\dot{N} = 0 \ ot \cdot min^{-1} \cdot s^{-1}$ . Je patrné, že neuronová síť správně zachytila oblast ustálené práce motoru, která bývá nejvíce problematická z hlediska dlouhodobé predikce.





Dále byly také srovnány časové průběhy dynamické odezvy motoru dané oběma modely viz. Obr. 12. Výpočet byl proveden v různých letových podmínkách uvedených na obrázku. Průběhy jsou v téměř dokonalé shodě. Střední absolutní odchylka otáček činila  $MAE = 14.72 \ ot \cdot min^{-1}$ .



Obr. 12: Srovnání odezvy otáček motoru v různých letových podmínkách

# 5 Závěr

Tento příspěvek pojednává o tvorbě termodynamického modelu jednoproudového motoru Motorlet M701 s využitím charakteristik získaných z literatury. Po představení modelů jednotlivých komponent jsou tyto propojeny ve výsledný model a je představen postup výpočtu rovnovážného chodu. Pro výpočet přechodových procesů je, vzhledem k malým rozměrům motoru, zvolena metoda CMF, která neuvažuje setrvačnost média, jenž při prudkých změnách hmotnostního průtoku vede k akumulaci hmoty ve volných objemech a nárůstu statického tlaku. Po ověření výpočtu rovnovážného chodu porovnáním s výsledky z literatury je přistoupeno k výpočtu dynamických charakteristik, které umožňují urychlení výpočtu cyklu motoru eliminací iterací. Průběhy odezvy na změny požadovaných otáček jsou srovnány a vykazují excelentní shodu. Regulace je zajištěna nelineárním regulátorem navrženým metodou *gain scheduling* s omezovačem průtoku paliva s min-max logikou.

Nakonec je odvozen zjednodušený model ve formě UNS. Model je vhodný k výpočtům v reálném čase potřebným pro realizaci prediktivního regulátoru typu MPC (*Model Predictive Controller*). UNS prokazuje schopnost nesmírně přesně aproximovat průběh zrychlení a zachytit tak primární dynamické vlastnosti. Nicméně UNS v tomto příspěvku představuje několikanásobně složenou nelineární funkci a má 1691 parametrů, jedná se tedy o nesmírně komplexní model, který se matematicky obtížně interpretuje. Další práce bude proto věnována

odvození symbolického modelu, který odstraní problém s interpretací UNS a umožní vyjádřit dynamiku motoru jako explicitní funkci stavových, vstupních a poruchových veličin.

# Literatura

- [1] HALE, A. a O'BRIEN, W. 1997 Best Paper Award—Education Committee: A Three-Dimensional Turbine Engine Analysis Compressor Code (TEACC) for Steady-State Inlet Distortion. Online. Journal of Turbomachinery. 1998, roč. 120, č. 3, s. 422-430. DOI: 10.1115/1.2841733.
- [2] STEWART, Mark E. M. Axisymmetric Aerodynamic Numerical Analysis of a Turbofan Engine. Online. In: Volume 2. ASME, 1995. DOI: 10.1115/95-GT-338
- [3] ADAMCZYK, John J. Aerodynamic Analysis of Multistage Turbomachinery Flows in Support of Aerodynamic Design. Online. Journal of Turbomachinery. 2000, roč. 122, č. 2, s. 189-217. ISSN 0889-504X. DOI: 10.1115/1.555439
- [4] GARRARD, Doug. ATEC: The Aerodynamic Turbine Engine Code for the Analysis of Transient and Dynamic Gas Turbine Engine System Operations. Online. In: Volume 5. ASME, 1996. DOI: 10.1115/96-GT-193
- [5] PILIDIS, Pericles. Digital simulation of gas turbine performance. Online, Disertační práce. Glasgow: University of Glasgow, 1982. Dostupné z: https://theses.gla.ac.uk/3168/
- [6] HASHMI, Muhammad Baqir; LEMMA, Tamiru Alemu; AHSAN, Shazaib a RAHMAN, Saidur. Transient Behavior in Variable Geometry Industrial Gas Turbines: A Comprehensive Overview of Pertinent Modeling Techniques. Online. Entropy. 2021, roč. 23, č. 2. ISSN 1099-4300. DOI: 10.3390/e2302025
- [7] RŮŽEK, Josef a KMOCH, Petr. TEORIE LETECKÝCH MOTORŮ Část I. 1. Brno: VA AZ, 1979. 373 s. Kód UO: U-1275/I.
- [8] KAMENICKÝ, Ján a HERIBAN, Eduard. Technický popis motoru M701. 1. Brno: VA AZ, 1975. 55 s. Kód UO: S-2144.
- [9] ONDERLIČKA, Pavel. Aerodynamika. 1. Brno: Univerzita Obrany, 2004. 142 s. Kód UO: S-2385.
- [10] GRASEV, David a JÍLEK, Adolf. Interpolace kompresorových charakteristik. Online. Sborník příspěvků 21. mezin. věd. konf. "Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2023". 205. Brno: Univerzita obrany, 2023, s. 51-60. Dostupné z: https://lib.unob.cz/UNOB\_CZ/FVT/K206/MDSPSL/Sborniky/MDSPSL2023\_Sbornik.pdf
- [11] KURZKE, Joachim. How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculations. Online. In: Volume 5. ASME, 1996. DOI: 10.1115/96-GT-164
- [12] NATO RESEARCH AND TECHNOLOGY ORGANIZATION NEUILLY-SUR-SEINE (FRANCE). Performance Prediction and Simulation of Gas Turbine Engine Operation for Aircraft, Marine, Vehicular, and Power Generation. Online. 2007, s. 651. Dostupné z: https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA466188.pdf
- [13] RŮŽEK, Josef a KMOCH, Petr. TEORIE LETECKÝCH MOTORŮ Část II. 1. Brno: VA AZ, 1983. 417 s. Kód UO: U-1275/II.
- [14] OKELOLA, Muniru Olajide; ABORISADE, David Oluwagbemiga a ADEWUYI, Philip Adesola. Performance and Configuration Analysis of Tracking Time Anti-Windup PID

Controllers. Online. Jurnal Ilmiah Teknik Elektro Komputer dan Informatika. 2021, roč. 6, č. 2, s. 20-29. DOI: 10.26555/jiteki.v6i2.18867

- [15] 14 CFR Part 33. Federal Aviation Administration, Department of Transportation. Dostupné z: https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-l/subchapter-C/part-33?toc=1
- [16] ASGARI, Hamid. Modelling, Simulation and Control of Gas Turbines Using Artificial Neural Networks. Online, Disertační práce. Christchurch: University of Canterbury, 2014. Dostupné z: https://ir.canterbury.ac.nz/server/api/core/bitstreams/84e4e10b-cf5d-45b4-b743-c9728e6abccc/content

## Dedikace

The work presented in this paper has been supported by the Czech Republic Ministry of Defence – University of Defence development program "AIROPS – Airspace Operations" and Specific Research SV23-206/2.

# Zpracování dat z IMU 3DM-CV7 v Arduinu Processing data from the 3DM-CV7 IMU in Arduino

David Halmich

241. dopravní letka, 24. základna dopravního letectva, Praha - Kbely Rudolf Jalovecký Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky email: rudolf.jalovecky@unob.cz

Abstrakt: Článek popisuje využití inerciální jednotky k měření polohových úhlů bezpilotních prostředků. Použitá jednotka Parker 3DM-CV7 obsahuje 3x3 senzory – akcelerometr, gyroskop a magnetometr a lze ji přímo připojit k jednočipovým procesorům přes sériové rozhraní. Je uveden kompletní popis jednotky, tvar vysílané zprávy i způsob dekódování dat s využitím Fletcherova algoritmu, který je v článku velmi podrobně uveden. Získané schopnosti pak byly využity v diplomové práci prvního autora.

Klíčová slova: IMU, Fletcherův algoritmus, UART komunikace

**Abstract:** The article describes the use of an inertial unit to measure the position angles of unmanned vehicles. The Parker 3DM-CV7 unit used contains 3x3 sensors – accelerometer, gyroscope and magnetometer and can be directly connected to single-chip processors via a serial interface. There is a complete description of the unit, the form of the transmitted message, and the method of data decoding using the Fletcher algorithm, which is detailed in the article. The acquired skills were then used in the diploma thesis of the first author. **Keywords:** IMU, Fletcher's algorithm, UART communication

# 1 Úvod – IMU jednotka

Katedra letecké techniky univerzity obrany zakoupila pro potřeby výzkumu rámci projektu DZRO AIROPS (viz dedikace) velmi inteligentní Inerciální jednotku (IMU) Parker 3DM-CV7 [8] z firmy MicroStrain (viz obr.1), která umožňuje v reálném čase získávat data ze tří typů senzorů – akcelerometru, gyroskopu a magnetometru. Teplotní rozsah IMU jednotky je od -40 °C do +50°C, napájení v rozsahu 3,2 V – 5,2 V, maximálně však 12 V. Příkon je, dle výrobce, maximálně 250 mW. Vstupně – výstupní piny pracují s doporučeným napětím do 5,5 V, lze je tedy bezproblémově připojit k procesorům. Hlavním úkolem bylo zprovoznění jednotky

připojením k Arduinu MEGA 2560, tedy správně přijmout a dekódovat data podle konkrétního nastavení IMU jednotky firemním softwarem. Úkol byl úspěšně řešen i v rámci diplomové práce [1].

Každý typ senzoru se v IMU jednotce vyskytuje třikrát, tedy každou osu ze tří os trojrozměrného prostoru samostatně. Orientace os je zobrazena na obr. 2. a je nesmírně důležitý pro další zpracování naměřených údajů. Osa X je podélnou osou IMU jednotky a její kladná část značí směr dopředného pohybu IMU jednotky. Osa Y je osou příčnou a její kladná část je orientována v souladu s pravidlem pravé ruky, kdy ukazuje-li palec směr kladné části osy X, ukazují zbylé čtyři prsty ve směru kladné části osy Y. Osa Z, je orientována vertikálně a její kladná část je orientována směrem k zemi.



Obr. 1: Zobrazení IMU [20]



Obr. 2: Orientace os IMU [20]

Každý z použitých senzorů funguje na jiném principu, nicméně z akcelerometru získáme lineární zrychlení, z gyroskopu získáme úhlové zrychlení a z magnetometru pak získáme velikost magnetické indukce.

## 2 Komunikace s IMU jednotkou

Konstrukce IMU jednotky je realizována tak, že lze s jednotkou komunikovat dvěma způsoby, první a jednodušší je přímé připojení do PC přes USB konektor a využít dodávaného SW v PC. Druhá varianta je pak komunikace pře UART rozhraní, které přímo umožňuje připojení k vybranému typu procesoru.

## 2.1 Komunikace přes USB kabel

Nejsnazším způsobem, jakým můžeme s jednotkou komunikovat, je za použití univerzální sériové sběrnice (USB). V tomto případě stačí stáhnout si program SensorConnect, který je volně dostupný na stránkách výrobce, a dále již pouze připojit jednotku pomocí příslušného

kabelu. Tento software nám poté umožní zobrazovat naměřená data v reálném čase, kdy je může vykreslovat například ve formě grafu, jak je naznačeno na obr. 3, tabulky či třeba různých displejů. Data lze též exportovat jako .csv soubor.



Obr. 3: Zobrazení dat v prostředí aplikace Sensor Connect

Se stejným programem je možné provést kalibraci magnetometru, a provádět další nastavení. Jde především o nastavení pořadí výpisu jednotlivých parametrů, které jednotka měří, ve zprávě, kterou od ní dostáváme. Toto nastavení je nesmírně důležité, neboť aplikační program v procesoru se pak na jednotlivá data ve vysílaném paketu přesně odkazuje. Nastavení se

IMU		
Time I	Field: 🔽 GPS Timestamp 100Hz 🔻	
×	Channel Field	Data Rate 100Hz 💌
×	Magnetometer Vector	100Hz 👻
×	Accelerometer Vector	100Hz 👻
×	Gyroscope Vector	100Hz 👻
+ Ad	d Channel Field	v

Obr. 4: Nastavení pořadí senzorů

realizuje přes nabídku aplikace kde zvolíme tlačítko *Devices*, následně vybereme naši jednotku a v jejích volbách vybereme položku *Sampling*. Otevře se nám okno, kde uvidíme, v jakém pořadí jednotka senzory vypisuje. Pro správnou funkci je nutné mít senzory v pořadí, v jakém jsou na obr. 4.

## 2.2 Komunikace s jednotkou přes UART linku

Druhou možností je komunikace po sériové lince UART. Se základním nastavením jednotka nepřetržitě vysílá rychlostí 115200 bps. Tuto rychlost lze v nastavení též měnit, nicméně výrobce nedoporučuje nastavit přenos s jinou rychlostí, než je právě rychlost nastavená, neboť

při přenosu hrozí určitá ztráta dat. Jednotku lze nastavit i do tzv. idle režimu, kdy čeká na povely a sama od sebe nic nevysílá. Avšak v této aplikaci tuto možnost nevyužíváme.

# **3** Popis paketu zpráv z IMU jednotky

Pokud máme nastaveno kontinuální vysíláni dat z IMU jednotky, tak jednotka data vysílá bez ohledu na přijímací stranu, tedy, zda přijímací strana data správně přijala. Pro zajištění kontroly správnosti přijímaných dat je od výrobce jednoznačně nastaven formát zprávy včetně identifikací dat a kontrolního součtu.

## 3.1 Formát zpráv

V nastaveném režimu dle obr. 4. vysílá jednotka zprávy o délce 62 bytů, kdy první čtyři byty patří hlavičce, prostředních 56 bytů slouží k přenosu naměřených veličin a poslední dva pak náleží kontrolnímu součtu. Struktura celého paketu zprávy je k vidění na obr. 5.

	Hlav	vička						Data	Kontroiní součet		
SYNC 1	SYNC 2	Druh zprávy	Počet bytů	Délka pole	Druh senzoru	x, y, z data	Délka pole	Druh senzoru	x, y, z data	Ch1	Ch2
0x75	0x65	0x80	0xXY	0x0E	0x0X	12x 0xXY	0x0E	0x0X	12x 0xXY	0xXY	0xXY

Obr. 5: Struktura celého paketu vysílané zprávy

Úvodní část paketu je, jako u většiny podobných paketů - hlavička (obr. 6). Má velikost 4 byty a obsahuje dva synchronizační byty – SYNC 1 a SYNC 2. Ty mají vždy stálou hodnotu, která v HEX formátu činí 0x75 a 0x65, slouží k zachycení počátku přenosu a je nutné je později také započítávat do kontrolního součtu. Následující byt nám udává druh zprávy. Zde je to vždy

Hlavička				
SYNC 1	SYNC 2	Druh zprávy	Počet bytů	
0x75	0x65	0x80	0xXY	



hodnota 0x80, což značí přenos dat ze senzorů. Na poslední pozici v hlavičce je byt, který udává celkovou délku datového pole přijaté zprávy (tedy zbytku zprávy bez dvou bytů kontrolního součtu). Ten se bude rovnat hodnotě 0x38, tedy číslu 56, což činí 62 bytů celé zprávy bez 4 bytů hlavičky a též bez dvou bytů kontrolního součtu.

Po hlavičce následuje pro nás stěžejní část – data (viz. obr. 7). Od každého senzoru dostáváme celkem tři čtveřice bytů s naměřenými hodnotami. Data od každého senzoru počínají hodnotou 0x0E (decimálně 15). To je číslo, které udává, kolik následujících bytů patří do skupiny od jednoho konkrétního senzoru. Dalším bytem se dozvídáme, o jaký druh senzoru se jedná – 0x04

	East	
Délka pole	Druh senzoru	x, y, z data
0x0E	0x0X	12x 0xXY

Obr. 7: Datová část paketu

jsou dat z akcelerometrů, 0x05 data z gyroskopů a 0x06 pak data z magnetometrů. Vzápětí následuje 12 bytů s již konkrétně naměřenými hodnotami, a jelikož máme tři osy, ve kterých měříme, tak nám vychází, že každá osa má čtyři byty s aktuální hodnotou, kterou senzor změřil. První čtveřice je pro osu **x**, následující čtyři pro

osu **y** a pro osu **z** jsou pak určeny poslední čtyři byty. Avšak je nutné zmínit, že tyto čtyři hodnoty nejsou samotnými hodnotami, které byly změřeny. Pro získání skutečných hodnot je posléze nutný převod na desetinné číslo podle standardu IEEE 754 [2].

Závěrečnou částí zprávy je kontrolní součet (viz obr. 8). Ten se sestává pouze ze dvou bytů,

Kontrolní součet		
Ch1	Ch2	
0xXY	0xXY	

Obr. 8: Kontrolní součet paketu

jejichž hodnota je získána podle Fletcherova algoritmu. Součet nám slouží k ověření správnosti přenosu mezi jednotkou a naším zařízením, kdy si jej IMU sama spočítá a následně nám jeho výsledek sama pošle pomocí těchto dvou bytů. Na přijímací straně zpracujeme celou zprávu a provedeme vlastní výpočet kontrolního součtu. Jsou-li oba kontrolní součty totožné, přenos byl správný.

#### 3.2 Fletcherův algoritmus výpočtu kontrolního součtu

Princip Fletcherova algoritmu [3,4,5] spočívá ve výpočtu dvou koeficientů, které v článku označíme jako Ch1 a Ch2 (checksum 1 a checksum 2). Koeficient Ch1 je prosté postupné sčítání po sobě jdoucích bytů. Koeficient Ch2 se pak získává přičítáním aktuální hodnoty Ch1 k minulé hodnotě Ch2. Po posčítání všech bytů příchozí zprávy získáváme dvě čísla, která následně podělíme hodnotou 256 a získáváme tak zbytky po dělení, jež jsou výslednými hodnotami kontrolního součtu. Na obr. 9. je postup znázorněn matematicky [3].

Uvažujme tedy konkrétní situaci, kdy přijmeme zprávu, jejíž hodnoty v po sobě jdoucích bytech jsou *x1*, *x2*, *x3*, *až xn*. V prvním kroku bude hodnota Ch1 rovna hodnotě *x1* a hodnota Ch2 bude stejná jako Ch1, tedy *x1*, neboť její minulá hodnota byla nulová. V druhém kroku se hodnota Ch1 bude rovnat *x1+x2*. U Ch2 se poté dostaneme na hodnotu  $2 \cdot x1 + x2$ , poněvadž minulá hodnota Ch2 se rovná x1 a k tomu následně přičteme aktuální hodnotu Ch1, která odpovídá *x1+x2*. Pro třetí krok, bude Ch1 odpovídat hodnotě *x1+x2+x3*. Ch2 bude poté  $3 \cdot x1 + 2 \cdot x2 + x3$ , protože jsme získali  $2 \cdot x1$  a *x2* z minulého Ch2, a také *x1+x2+x3* z Ch1 [3].



Obr. 9: Princip výpočtu kontrolního součtu podle Fletcherova algoritmu [3]

#### 3.3 Získání zprávy z inerciální měřící jednotky

Protože IMU jednotka neustále vysílá data, je úkolem přijímacího programu tato data odchytit, tedy nejprve najít počátek – hlavičku paketu. K tomu byla vytvořena rutina s názvem





messageRead(). Po jejím zavolání procesor vyčkává, dokud nebude mít na vstupu sériové linky data. K tomu slouží příkaz while (Serial2.available(>0), který ve chvíli příchodu dat spustí následující smyčku. Jako první proběhne příkaz unsigned data = Serial.read(), který nám do proměnné data vždy zapíše hodnotu příchozího bytu. Jelikož v tuto chvíli jsme se mohli přijmout jakoukoliv část přenosu zprávy z inerciální jednotky (tedy že jsme nezachytili první byte zprávy), tak se příchozí byte nikam dále neukládá, ale zůstává pouze jako proměnná data. Avšak ihned v dalším kroku probíhá zjištění, zda příchozí byte není první SYNC byte. Jelikož víme, že první byte má hodnotu 0x75, což v dekadickém zápisu odpovídá hodnotě 117, můžeme úspěšně použít podmínku *if (data==117)*. Procesor v tuto chvíli
porovná hodnotu proměnné *data* s dříve zmíněnou hodnotou 117. Ve chvíli, kdy se hodnoty rovnají, nemusí to ještě nutně znamenat počátek zprávy, protože číslo 117 se může objevit i kdekoliv v průběhu zprávy. Proto proběhne opět příkaz *unsigned data* = *Serial.read()*, a opět nahrajeme nový byte do proměnné *data*. Dále následuje podmínka *if (data* == *101)*, protože víme, že SYNC byte 2 má hodnotu 0x65, což je dekadicky 101. Pokud se proměnná data shodují i podruhé, je již velmi pravděpodobné, že jsme načetli první dva byty zprávy, a tudíž jí dále můžeme postupně nahrát do našeho pole *message*. V tuto chvíli již pouze proběhne 60x cyklus for, který vždy provede příkaz Serial2.read(), a následně hodnotu proměnné *data* uloží do pole *message*. Synchronizační byty do pole zprávy nezapisujeme, neboť je hodnota jasně daná a při výpočtu kontrolního součtu je s tím kalkulováno.

#### 3.4 Provedení výpočtu kontrolního součtu

Po přečtení celého paketu zprávy, tedy včetně správné identifikace jejího počátku je zavolána funkce *checksumCheck()*, v které je řešen kontrolní součet a tím i správnost přenosu dat. Princip Fletcherova algoritmu byl vysvětlen v kap.3.2. Vysvětleme podrobněji celý postup podle blokového schématu na obr. 11. Algoritmus pracuje stále dokola se šesti proměnnými –  $c1_new$ ,  $c1_old$ ,  $c2_new$ ,  $c2_old$ ,  $c1_checksum$  a  $c2_checksum$ , c1 a c2 jsou koeficienty, které algoritmus počítá, a mají svůj nový (new) a starý stav (old). Nejprve se do proměnné  $c1_old$ , tedy pro další výpočty již následně předchozího stavu, nahraje hodnota 218. Protože, pokud sečteme první dva byty zprávy (nejsou uloženy v poli message) s hodnotami 117 a 101, získáváme právě 218. Pro  $c2_old$  je to hodnota 335 (117 + 101 + 117). Tím, že se jedná o dva SYNC byty, které se nebudou měnit, a proto také nebyly uloženy do pole *message* a algoritmus začíná zbytek zprávy přičítat k těmto počátečním hodnotám koeficientů. Po prvotním nastavení se spouští cyklus for, který postupně provede sečtení všech zbylých bytů zprávy. V každém jednom opakování cyklu *for* jsou provedeny následující čtyři kroky:

- c1\_new = c1\_old + message[j] tento krok vytvoří novou hodnotu koeficientu c1, a to tak, že vezme minulou hodnotu (dosavadní součet c1) a přičte k němu hodnotu dalšího bytu ze zprávy message[],
- c2\_new = c2\_old + c1\_new, kdy nový koeficient c2 vzniká tak, že k minulé hodnotě koeficientu c2 přičteme novou hodnotu c1 (vypočítaná v kroku 1),
- c1\_old = c1\_new, tento krok pouze stávající hodnotu c1 uloží jako minulou pro další kolo výpočtu,
- c2\_old = c2\_new, analogie kroku 3, kdy hodnotu koeficientu c2 uložíme jako minulou hodnotu c2 pro další kolo výpočtu.

Po provedení 60 opakování – tím jsme zpracovali celou zprávu, mimo posledních 2 bytů kontrolního součtu, které se nepřičítají, se provedou dva příkazy:

- c1\_checksum = (c1\_old % 256)
- c1\_checksum = (c1\_old % 256).

V tuto chvíli se vezmou poslední spočtené hodnoty koeficientů *c1* a *c2*, a proveden se *modulo*(256), tedy že se hodnoty koeficientů podělí hodnotou 256, čímž získáme dva zbytky po dělení. Tyto zbytky po dělení jsou následně nahrány do proměnných *c1\_checksum* a *c2\_checksum*,. Následně dojde k porovnání vypočtených hodnot kontrolního součtu s přijatými daty z paketu. Pokud se spočtené koeficienty neshodují s těmi, jež zaslala jednotka, víme, že procesor zprávu nepřijal bez chyby, celý paket se "zahodí" a smyčka čeká na další paket.



Obr. 10. Vývojový diagram postupu výpočtu kontrolního součtu podle Fletcherova algoritmu

#### 3.5 Převod načtených bytů na desetinná čísla

Načtené byty v sobě skrývají číselný údaj, který je uložen v uvedených čtyřech bytech podle standardu IEEE 754 [2]. K tomu byla vytvořena krátká funkce *floatValues()*. Jedná se o část

kódu, která nám umožní dosud získané a zkontrolované hodnoty zprávy převést na desetinné číslo odpovídající měřené hodnotě, konkrétního senzoru a dané osy a dále s nimi pracovat, vypsat na sériovou linku, uložit do datového souboru apod. K převodu čísla slouží funkce *union*, která formou mapování dat v rezervované paměti umožňuje obousměrný převod 4 bytů na desetinné číslo a případně i zpět. Ač jde o jednoduchou funkci je nutné ji volat celkem 9x pro převedení všech naměřených dat z akcelerometru, gyroskopu a magnetometru.

#### 4 Příklad dosažených výsledků při praktických měřeních

Získaná data, ať již jsou s IMU jednotky libovolnou cestou, je možné dále zpracovávat například v prostředí MATLAB. Formát získaných dat je buď čistě textový, po sloupcích anebo ve formátu \*. csv. MATLAB oba formáty větších problémů načte do dvourozměrného pole. Na obr. 11 je zobrazen jeden příklad záznamu dat při testování snímače tzv. "polohováním", tedy postupné otáčení snímače ve všech třech osách vždy o 90°. U magnetometru jde pak o postupné otáčení v kurzu.



Obr. 11. Příklad záznamu dat s využitím grafického výstupu v prostředí MATLAB

Grafickým znázorněním, zpracování dat s IMU jednotky nekončí. Pro konkrétní nasazení je pak možné s využitím prostředí MATLAB realizovat celou řadu analýz. Přičemž nezanedbatelné využití na létajících objektech ve výpočty pohybu prostředky v prostoru.

## 5 Závěr

Výsledky práce jsou použitelné v řadě aplikací. Už v diplomové práci [1] jsou data dále využívána spolu s informacemi z GPS přijímače k vytvoření jednoduchého navigačního prostředku, částečně nezávislému na případné poruše signálu GPS. Autor zde využívá jak Kálmánova filtru [6], tak i tzv, komplementárního filtru [7] k odhadu polohových úhlů.

Další vývoj by mohl směřovat k odstranění odchylky při určení kurzu na prostředku, na které bylo zařízení implementováno. Rovněž by bylo vhodné vyvinout část programu, která bude vhodněji korigovat vzájemné ovlivňování odhadu polohových úhlů díky zrychlení z důvodu lineárního pohybu prostředku a opačně pak ovlivnění otáčením podle os prostředku při lineárním pohybu.

## Literatura

- [1] Halmich, D.: Fúze informací ze snímačů polohy a pohybu bezpilotního prostředku (UAV), Diplomová práce. Brno, Univerzita obrany, 2024
- [2] Rajaraman, V. IEEE Standard for Floating Point Numbers [online]. První. 2016 [cit. 2024-09-15]. Dostupné z: <u>https://www.ias.ac.in/article/fulltext/reso/021/01/0011-0030</u>
- [3] Yadav, Chandu. Fletcher's checksum. In: Tutorialspoint [online], [cit. 2024-09-15] Dostupné z: <u>https://www.tutorialspoint.com/fletcher-s-checksum</u>
- [4] Fletcher, J. G. (January 1982). "An Arithmetic Checksum for Serial Transmissions". IEEE Transactions on Communications. COM-30 (1): 247–252. doi:10.1109/tcom.1982.1095369
- [5] Fletcher checksum is an algorithm [online], [cit. 2024-09-15] Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Fletcher%27s\_checksum
- [6] Kalman Filter Library. In: Arduino [online]. b.r. [cit. 2024-09-15]. Dostupné z: https://www.arduino.cc/reference/en/libraries/kalman-filter-library/
- [7] Hunter Adams, Van. Complementary filters. In: Van Hunter Adams [online]. [cit. 2024-09-15]. Dostupné z:

 $\underline{https://vanhunteradams.com/Pico/ReactionWheel/Complementary\_Filters.html}$ 

[8] Parker 3DM-CV7 Datasheet [online]. První. Parker Hannifin Corporation, 2023 [cit. 2024-09-15]. Dostupné z: <u>https://www.microstrain.com/inertial-sensors/3dm- cv7ahrs#documentation</u>

## Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS - Vedení operací ve vzdušném prostoru".

# IMU jednotka z mobilního telefonu pro měření pohybu zápěstí pilotů na leteckém simulátoru

# IMU unit from a mobile phone to measure the movement of pilots' wrists in a flight simulator

Jiří Holík

Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra informatiky a kybernetických operací, email: jiri.holik2@unob.cz,

Rudolf Jalovecký

Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky email: <u>rudolf.jalovecky@unob.cz</u>

**Abstrakt:** Článek popisuje možnosti využití senzorů v mobilním telefonu k registraci jeho pohybu formou záznamu do textového souboru a jeho následné uložení na FTP server. Vznikl tedy pokus o vytvoření jednoduché IMU jednotky. Získaná data pak byla dále zpracována v prostředí MATLAB do grafických výstupů. Vlastní aplikace pro mobilní telefon vznikla v rámci studentské tvůrčí činnosti na Fakultě vojenských technologií Univerzity obrany a student celé programové dílo realizoval do plně funkčního celku. **Klíčová slova:** IMU, senzory v mobilním telefonu, FTP server,

**Abstract:** The article describes the possibilities of using sensors in a mobile phone to register its movement by recording it in a text file and then saving it to an FTP server. So there was an attempt to create a simple IMU unit. The obtained data were further processed in the MATLAB environment into graphic outputs. The mobile phone application itself was created as part of student creative activity at the Faculty of Military Technologies of the University of Defence, and the student implemented the entire program work into a fully functional unit. **Keywords:** IMU, sensors in mobile phone, FTP server,

## 1 Úvod

Hlavním cílem vytvářené aplikace bylo využít schopnosti mobilního telefonu k měření pohybu zápěstí studentů oboru Vojenský pilot při cvičení na leteckém simulátoru. Získaná data mají potenciál být využita pro další výzkumy a testování v této oblasti. Tato technologie by mohla přispět k lepšímu porozumění pohybu zápěstí v různorodých situacích.

Základní myšlenkou tedy bylo využít pro měření pohybu inteligentní – Smart senzory, které jsou obsaženy v každém lepším mobilním telefonu. Kvalita těchto senzorů je přiměřená pro využití v mobilním telefonu, lze je však i použít pro získání specifických údajů podle typu senzoru. Je tedy možné z telefonu udělat IMU jednotku? V rámci studentské tvůrčí činnosti [1] se díky pečlivé rešerši dostupných informací, podařilo najít ucelený popis možné programové obsluhy vybraných senzorů [2]. Popis umožňoval využít připravené funkce a procedury pro přímou obsluhu senzorů.

Realizovaný program musí zajistit v jednom měření snímání hodnot z vybraných senzorů podle nastavené snímkovací periody a ukládání dat do souboru vhodného formátu. Po ukončení měření jej pak odeslat na FTP server. Na obr. 1. je uvedeno blokové schéma znázorňující tok dat ze senzorů do souboru, jeho následný přenos na FTP server a aplikací v Matlabu pak jeho stažení a následnou analýzu třeba do grafické podoby.



Obr. 1: Blokové schéma naznačující tok dat ze senzorů mobilu

Aplikace v mobilním telefonu musí tedy umět nejen realizovat vlastní sběr dat ze senzorů, ale i možnost nastavení – výběr senzorů pro konkrétní měření, periodu měření a umožnit vložení názvu souborů. Samostatně je pak nutné nastavit všechny potřebné údaje pro obsluhu FTP serveru.

Nezanedbatelným problémem v aplikacích pro mobilní telefon je nutnost realizovat responzivní uživatelské rozhraní pro instalaci na zařízení s rozdílnými fyzickými rozměry. Oproti telefonům s operačním systémem iOS jsou mobilní zařízení s Androidem velice různorodé, výhradně ve sféře fyzických rozměrů, nicméně jsou zástupci i ojedinělých stylů

vzhledu, např. skládací telefon. Požadavkem tedy bylo vyvinout software, který bude spustitelný a uživatelsky přívětivý na většině těchto zařízení.

#### 2 Limitace při tvorbě aplikace

I přes všechny možné snahy o zvýšení efektivity, rychlost aplikace bude vždy závislá na hardwarových specifikacích zařízení. Pokud má zařízení nekvalitní senzory, bude se od jejich rychlosti odvíjet minimální vzorkovací perioda. Uživatel nebude schopný nastavit nižší hodnotu než hodnotu nejnižší možné vzorkovací periody všech vybraných senzorů.

Další limitací je výpočetní rychlost daného zařízení. Při snímání všech dostupných senzorů během jednoho měření vyžaduje aplikace vysoký výpočetní výkon, s čímž můžou mít některé slabší telefony problém. Uživatel poté bude muset zvýšit vzorkovací frekvenci či vynechat některý ze senzorů při dalším měření.

Rapidní rozvoj v technologiích informačního průmyslu a s tím spojené snižování nákladů pro výrobu starších výkonných součástek však dovoluje i telefonům nižších tříd mít dostatečný výkon pro běh této i dalších náročných aplikací, tudíž podíl zařízení neschopných poskytnout dostatečný výkon bude v jednotkách procent.

#### 2.1 Volba vhodného vývojového softwaru

Při výběru optimálního vývojového softwaru byla jedna z hlavních kritérii velikost a aktivita komunity okolo daného softwaru. Čím větší a aktivnější komunitu software má, tím nižší šance je, že při vývoji bude objeven problém, který dříve nebyl vyřešen jinými členy komunity.

Z dalších kritérií je i vhodné zmínit ustálenost softwaru. Nový software může mít velkou a aktivní komunitu z důvodu prvotní popularity, postupem času však může tato popularita a s tím i spojená podpora opadnout. Bylo tedy zapotřebí zvolit software s pevnými základy a dobrou vidinou popularity v dalších letech.

Cílovou platformou aplikace je OS Android, proto se jako nejlepší vývojové prostředí jevilo využit Android Studio ve verzi 2022.3.1 (Girrafe). Android Studio je stejně jako OS Android vyvíjeno stejnou firmou, poskytuje tedy specializované nástroje pro vývoj, které jiná populární vývojová prostředí postrádají. Následovala volba programovacího jazyka. V minulém desetiletí kralovala mobilnímu vývoji Java, v nižším podílu poté C++. V roce 2017 však Google oznámil oficiální podporu pro statický programovací jazyk Kotlin. Kotlin [3], se svojí jednoduchou strukturou, zejména v porovnání s Javou, rychle získal na popularitě, a tak v roce 2019 Google oznámil že bude preferovat Kotlin, jako hlavní programovací jazyk pro platformu Android.

Vzhledem k vysoké oblíbenosti a skvělé podpoře v Android studiu byl Kotlin zvolen jako hlavní programovací jazyk pro tento projekt.

#### 2.2 Využití dostupných knihoven

Pro ulehčení vývoje bylo využito několika volně přístupných knihoven/tříd. Jelikož tento seznam jich čítá přes 20, zde jsou uvedeny jen ty nejvýznamnější vzhledem k povaze aplikace.

#### FTP/FTPClient

FTP a její rozšíření FTPClient umožňují vývojáři zjednodušené připojení k FTP serveru bez potřeby řešit nízkoúrovňové nastavení. Pro úspěšný přenos je třeba se prvně připojit pomocí zabudované funkce *connect*, pro potvrzení připojení je třeba přečíst odpověď, je-li tato odpověď pozitivní, klient se úspěšně připojil k serveru a může dojít k přenosu souborů. Pro ukončení relace je poté zapotřebí zavolat funkci *disconnect* [4].

#### SensorManager

Stěžejní knihovna pro práci se senzory. Tato třída zprostředkovává aplikaci přístup k senzorům zařízení. Je velice blízce sdružená se třídou SensorEventListener, která přijímá notifikace od SensorManager kdykoliv senzor naměří nová data. Před využitím senzorů je vždy třeba senzory registrovat a aktivovat. Je třeba také brát důraz na následnou deaktivaci všech nepotřebných senzorů. Android sám od sebe nedeaktivuje nepoužívané senzory, pokud dojde například k uzamčení telefonu. Tyto senzory poté mohou výrazně zvýšit spotřebu energie a vybít zařízení během pár hodin [5].

#### FileWriter

Tato třída poskytuje nástroje k pohodlnému zapisování dat do souborů různých typů. FileWriter umožňuje zvolit vlastní kódování a místo zápisu uvnitř souboru. Při vývoji této aplikace posloužila k zápisu senzorových dat do souborů typu .csv a .txt.

#### Log

API sloužící k vypisování zpráv do terminálu. Při vývoji je tato jedna z nejdůležitějších složek, pomocí jejich zpráv se snadněji hledá chyba v programu. Je pět možných stavů zpráv: chyba (*error*), varování (*warn*), informace (*info*), debuggování (*debug*) a rozmluva (*verbose*). Každá z těchto variant má svoje využití, jejich použití však není pravidlem, spíše zásadou.

## 3 Struktura funkce aplikace

Aplikace byla navržena tak, aby obsluha nemusela příliš moc informací nastavovat a definovat. Byly tedy pro obsluhu připraveny jen 4 ovládací, případně informační okna, která jsou informativně zobrazena na obr. 2:

- úvodní stránky,
- nastavení aplikace,
- hardwarových informacích o senzorech,
- měřící okno.

8:59 詰曲 🛛 🛛 🕸 🕄 🖘	9:00 G O O O ≹ ≷ ₹ ₹	9:18 III 🖥 🖨 🕸 🕴 🐇 🖉 (III)	9-00 G O M * * * *	
K-206//K-209	Nastavení	Informace o	Měření	
1 200//1 207		telefonu	🗹 Akcelerometr 🖉 Gyroskop	
Měření	Doporučené spoždění snímání (ms) Forence 100 FTP nastavení	Model telefonu: Redmi Note 9 Pro Akcelometr: Přítomen Jmino: Jandsak-Accelonometr Nor-vakeup Verda: STMoo Verze: 140540 Rozsáh němení 28.4532	Lineární GPS r Lin. akcelornet: Groskop X = 0.019051 X = 0.064521 X = 9.44E-4	
Nastavení	Heat ftp6.webzdarma.cz czewaład jnów k206.euweb.cz	Recitement 00/23/90/2006 a. Sponterent: 100/0000 pr Minimitali varsitivandi frekvence: 2404 prs ID: 0 Poptic: android sensor accelerometer (1) Lineární akcelometr; Přítomen Jinténic, Insear Jacobietanton Vendro svalkovenskom sensor, posteration	1 = 3.5%2%         1 = 0.0205%         1 = 1.0015%           2 = 0.012948         2 = 9.01948         2 = 3.6624           Zem, kifka         Zem, délka         Výška           0*         0*         0*           Rychost         Počet astelitik         Čas           0 km/h         0         00:0000.0000.00	
Senzory	Helds University /Data/ Plat 21	Verse: 1 Rozaki Heimini 156,09008 Rozaki Heimini 156,09008 Zopošake: 20000 0.3 5 rok. Zopošake: 200000 jis Minimativ zastavaci freivence: 5000 jis Ito 0 Popis: android sensor linear_acceleration (10) Gravitační senzor: Přítomen Jimino: gravity No-viskupi	Cas believ. 00:05:029 test 2 Odeslat soubor o hardwaru stop	
■ @ 4	π ⊛ ∢	■ ● ◄	■ ⊛ ∢	

Obr. 2: Náhledy na okna aplikace

Stránka měření má několik důležitých elementů. V horní řadě se nachází seznam senzorů přístupných ke měření. Jeden či více senzorů může uživatel zvolit či vynechat pro jeho měření. Pod těmito senzory se nachází neinteraktivní část okna, a to dva kontejnery. První kontejner vypisuje aktuální senzorová data, zatímco druhý element zobrazuje uběhnutý čas v měření. Tyto elementy mění svůj obsah pouze v případě, že právě probíhá měření. Ve spodní části obrazovky se nachází textové pole a tlačítko. Textové pole umožňuje uživateli zvolit unikátní jméno souboru. Tlačítko slouží ke spuštění a zastavení samotného měření. Průběh celého procesu měření lze vidět na vývojovém diagramu viz. obr.3.

Po zapnutí měření uživatelem dojde k registraci požadovaných senzorů a k jejich inicializaci. Následně je vytvořen datový soubor pro ukládání naměřených dat. Jméno souboru je tvořeno počátečním písmenem F, aktuálním datem ve formátu *yyyyMMdd\_HHmmss\_*, následovaný volitelným jménem uživatele. Zahrnutím takto přesného časového formátu se zajišťuje jistota unikátních souborových jmen. Po spuštění časomíry začínaji samotná měření. Tento cyklus běží do doby opětovného stisknutí tlačítka uživatelem. Pokud měření stále probíhá, každou periodu, nastavenou při začátku měření, se uloží naměřená data do příslušných proměnných. Hodnoty proměnných jsou následně zobrazovány na obrazovce a ve stejné chvíli ukládány do souboru v nadefinovaném formátu. Jakmile uživatel zastaví měření, přesune se celý proces do poslední



Obr. 3: Vývojový diagramu programu

fáze. Všechny aktivní senzory se zastavují, aby nedocházelo ke zbytečnému plýtvání baterie a procesoru. Zároveň je uzavřen datový soubor, jehož cesta je odeslána do třídy zajišťující FTP služby. Stejně jako senzory, časomíra je zastavena a všechny proměnné využité při měření jsou vynulovány a zobrazeny na displeji, čímž dojde k obnovení okna do počátečního stavu.

#### Fungování FTP

Funkce FTP je samostatná funkce bez grafického rozhraní. Jako argument bere cestu souboru, jeho jméno a logický datový typ *boolean*, který informuje funkci, zda má na FTP server poslat společně s datovým souborem i soubor s hardwarovými informacemi o zařízení. Jakmile je

funkce s požadovanými atributy zavolána, po primárním konstruktoru proběhne init blok, který inicializuje atributy do proměnných. Následně si funkce volá API SharedPreferences, pomocí které si načte informace o FTP serveru do proměnných. Tyto informace musely být nahrány a uloženy v okně Nastavení před začátkem měření. V aplikacích běžících na zařízeních s OS



Obr. 4. Příklad zobrazení chyby.

Android je zakázáno využívat hlavní vlákno k internetovým procesům. Pokud by bylo hlavní vlákno využito k internetovým operacím, mohlo by dojít k zamrznutí a pádu aplikace. Bylo tedy třeba využít vedlejšího vlákna. Funkce se jako první snaží připojit k FTP serveru pomocí knihovny FTPClient. Pokud je připojení k serveru úspěšné, funkce nastaví požadovaný adresář na FTP serveru, pokud uživatel zadal cestu do nastavení. Po úspěšném připojení dochází k odeslání datového souboru. Pokud je splněna i podmínka o druhém souboru, je odeslán i ten. Pokud nahrání proběhne v pořádku, funkce posílá zpátky zprávu, která je následně zobrazená uživateli. Pokud však nastane chyba během připojování či nahrávání, funkce se ukončuje a odesílá chybovou zprávu s vysvětlivkou pro uživatele (viz. obr.4.).

## 4 Krátká zmínka o problémech při vývoji aplikace

Jako každý vývoj nových programů ssebou přináší i problémy, aplikace nechce správně fungovat, i když se na první pohled zdá, že je vše OK.

#### Povolení OS

OS Android s každou novou verzí zesiluje svoji bezpečnost vůči různým hrozbám, jakou jsou viry či neoprávněný sběr uživatelských dat. S těmito bezpečnostními zárukami přichází i nová pravidla pro vývoj aplikací. Dle důležitosti oprávnění, aplikace se musí zeptat uživatele pro přístup k určitým datům či funkcionalitám. Dobrý příklad představuje přístup do úložiště. Potřebuje-li aplikace ukládat nějaká data či soubory, má pro to svůj vyhraněný prostor a k tomu žádné povolení není třeba. Chtěla-li by však aplikace mít přístup k veřejnému úložišti, ať už k ukládání či čtení souborů, je třeba se výslovně zeptat uživatele, zda uděluje dané oprávnění. Tato aplikace potřebuje jedno specifické oprávnění, které většina aplikací nepotřebují, a to oprávnění k využití senzorů ve vysokých frekvencích. Toto oprávnění povoluje aplikaci využít plného potencionálu dostupných senzorů na úkor vyššího zatížení CPU a baterie. Jelikož toto

oprávnění nijak nenarušuje soukromí uživatele či jeho dat, toto oprávnění nevyžaduje potvrzení uživatelem, pouze telefonu samotného.

#### Responzivní UI

V prvotních fázích vývoje nebyla brána v potaz potřebná responzivita uživatelského rozhraní, jelikož všechno testování probíhalo na jednom zařízení. Soustředilo se tedy hlavně na vzhled a uživatelskou přívětivost. Po prvotním testování na jiných zařízeních se velice rychle ukázalo, že dosavadní přístup k programování a designu uživatelského rozhraní nestačí a bude tak třeba přejít na jiný model. Vývoj UI tedy přešel na jiné rozložení, a to rozložení postavené na ohraničení. Při návrhu rozložení jednotlivých oken jsou nastavené neviditelné hranice, podle kterých se automaticky upravují velikosti elementů stránky. Jelikož jsou tyto hranice popsané procenty, zajišťují tak patřičné úpravy velikostí prvků a udržují tím jednotný vzhled aplikace skrze různá zařízení.

#### 3.4.3. FTP

Komunikace s FTP serverem byla jedna ze stěžejních požadavků na tuto aplikaci. Tato funkcionalita je složitá na zprovoznění, jelikož při vývoji a testování bylo těžké dohledat, je-li chyba na straně aplikace či FTP serveru. Tato skutečnost značně zpomalila vývoj a bylo za potřebí udělat desítky pokusů o připojení a přenos dat, než bylo nalezeno správné řešení. Jelikož je samotný FTP přenos řešený asynchronně, dělá problémy zjistit stav připojení a přenosu. Aplikace si tedy není jistá, zda vše proběhlo v pořádku či nikoliv, tudíž uživateli zobrazí zprávu o úspěchu, přestože k připojení nemuselo vůbec dojít.

#### 5 Dosažené výsledky z provozu aplikace

Jak již bylo v úvodu uvedeno a blokové schéma na obr.1. je toho důkazem, pouhou realizací aplikace v mobilním telefonu vše nekončí. Změřená data jsou dále zpracována dle potřeby vlastního měření. Jako první, a hlavně hodně přehledně je graficky zobrazit změřená data. S využitím simulačního prostředí MATLAB a patřičných toolboxů (třeba obsluha FPT serveru) poměrně rychle a docela přehledně zobrazit naměřené údaje. Jednoduchý aplikační program v MATLABU se dokáže připojit na FTP server, nabídnout uživateli dostupné soubory s naměřenými údaji a následně je pak graficky publikovat. Příklad změřených údajů je na obr. 5.



2024

## 6 Závěr – rozšiřování

Položme si v závěru otázku, lze z mobilního telefonu vytvořit jednoduší IMU jednotku? S jistým omezení to je možné, článek, a hlavně realizace aplikace pro mobilní telefon je toho důkazem. Určitě bychom mohli diskutovat o přesnosti měření, neboť senzory v mobilním telefonu nebudou nejpřesnější, nicméně pro první přiblížení funkce a využitelnosti naměřených dat je to plně postačující. Jedním z nejzajímavějších prvků realizované aplikace bylo využití senzorů pro měření pohybu zápěstí studentů při testování schopností na leteckém simulátoru katedry s ohledem na funkčnost mobilních zařízení a jejich operačních systémů. Získaná data mají potenciál k využití pro další výzkumy v této oblasti a přispět k lepšímu porozumění pohybu zápěstí v náročných situacích. Další možnost využití aplikace se jeví i v jiných oblastech, jako je vývoj bezpilotních prostředků, kde by mohla sloužit k testování jejich chování při různých manévrech.

Aplikace nabízí uživatelům možnost snadného a efektivního sběru dat ze senzorů a poskytuje platformu pro další výzkumy a experimenty v oblasti monitorování pohybu a analýzy dat.

Jelikož vyvinutá aplikace neobsahuje mnoho funkcionalit, možnosti pro její rozšíření jsou takřka nekonečné. Jeden z návrhů, byl implementace GPS senzorů zařízení. Zavedením této funkcionality by bylo možné po měření vidět dráhu měřeného objektu a k tomu korelující data z akcelerometru či gyroskopu. Tento návrh byl dodatečně realizován, což už je vidět na obr. 2 Získaná data je pak možné také zobrazit s využitím simulačního prostředí MATLAB a zobrazit pohyb mobilního telefonu nad mapou.

#### Literatura

- [1] Holík, J.: Snímaní pohybu pomocí mobilního telefonu. Brno, STČ, Univerzita obrany, 2024,
- [2] Senzors Overview online Dostupné z: <u>https://developer.android.com/develop/sensors-and-location/sensors/sensors\_overview</u>, [cit. 2024-08-20].
- [3] Google is adding Kotlin as an official programming language for Android development Online. Dostupné z: <u>https://www.theverge.com/2017/5/17/15654988/google-jet-brains-kotlin-programming-language-android-development-io-2017</u> [cit. 2024-08-20].
- [4] Class FTPClient, Online. Dostupné z: <u>https://commons.apache.org/proper/commons-net/apidocs/org/apache/commons/net/ftp/FTPClient.htm</u>. [cit. 2024-08-20].
- [5] SenzorManager Online. Dostupné z: <u>https://developer.android.com/reference/kotlin/android/hardware/SensorManager</u>. [cit. 2024- 05-05].
- [6] Android operating systém Online. Dostupné z: https://www.britannica.com/technology/Android-operating-systém, [cit. 2024-05-05].
- [7] Save simple data with SharedPreferences, Online. Dostupné z: <u>https://developer.android.com/training/data-storage/shared-preferences</u>. [cit. 2024-05-05].

#### Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS - Vedení operací ve vzdušném prostoru" a projektu specifického výzkumu "**Implementace moderních technologií v** avionických systémech".

# Srovnání zranitelnosti letadla všeobecného letectví a mobilního mechanizačního prostředků vůči GNSS rušení GNSS interference vulnerability comparison between general aviation aircraft and ground support equipment

Jakub Hospodka

České vysoké učení technické v Praze, Fakulta dopravní, Katedra letecké dopravy, email: <u>hospodka@fd.cvut.cz</u>,

Jakub Steiner

České vysoké učení technické v Praze, Fakulta dopravní, Katedra letecké dopravy, email: <u>steinja8@fd.cvut.cz</u>,

Abstrakt: Článek popisuje chování letadlového přijímače GNSS a mobilního mechanizačního prostředí vybaveného SQUID v prostředí kde je vysílán falešný signál GNSS (meaconing). Během popisovaných experimentů se podařilo u obou zařízení podvrhnout jejich polohu. V článku je diskutována potřebná úroveň meaconing signálu kdy ke změně polohy došlo. Dále je v článku rozebrána dopad spoofingu signálu na ADS-B parametry kvality, které letadlo i SQUID vysílají pomocí.

Klíčová slova: GNSS, rušení, ADS-B, meaconing

**Abstract:** The article describes the behaviour of an aircraft GNSS receiver and a ground vehicle equipped with a SQUID device in an environment where a fake GNSS signal (meaconing) is transmitted. During the described experiments, it was possible to impact the position of both devices. The article discusses the level of the meaconing signal at which this occurred. Furthermore, the impact of GNSS signal meaconing on the ADS-B signal quality indicators, which both the aircraft and SQUID transmit is analysed in the article. **Keywords:** GNSS, Interference, ADS-B, meaconing

## 1 Hrozba GNSS rušení pro letectví

Signál GNSS je ze své podstaty velmi slabý a jeho struktura musí být známa, aby ho bylo možné využít. To přináší značné riziko, že signál GNSS úmyslně kompromitován. V letecké dopravě je význam GNSS značný. Zatímco poloha letadle je u dopravních letadel vypočítána na základě více zdrojů polohové informace, a tedy manipulace se signálem GNSS by polohu ovlivnit nemělo, je v letadle celá řada systémů, které GNSS využívají, a přitom nemají žádný jiný zdroj

polohové informace. Rušení v podobě jammingu nebo spoofingu signálu GNSS tak má přímý dopad na celou řadu leteckých systémů. Systémy, které jsou často zmiňovány v hlášení pilotů z oblastí kde k narušení systémů GNSS dochází patří [1]:

- GPWS dochází k falešnému varování před přiblížení k terénu
- Meteorologický radar radar zobrazuje nesprávné informace, může zobrazit nebezpečné jevy kde nejsou, a naopak může oblačnost typu Cb zcela skrýt
- Datalink nedostupnost CPDLC nebo ADS-C
- HUD display systémy synthetic vision jsou na polohové informaci GNSS závislé, pokud není k dispozici nebo je nesprávná je HUD nepoužitelný
- RAAS nepoužitelný nebo dává falešné varování například i v traťovém letu
- EFB EFB s aktivními daty využívající GNSS polohu může být ovlivněn

### 2 Experimenty s GNSS rušením

V rámci výzkumných projektů řešených na Katedře letecké dopravy ČVUT v Praze, již několik let zkoumáme dopad rušení signálu GNSS na letecké systémy. Potvrdili jsem v minulosti, že jako velmi vhodný nástroj k detekci jammingu GNSS může sloužit přehledový systém ADS-B [2,3]. A to jak systémy ADS-B, které vysílají dle standardu DO-260B/ED-102A (jako například letadlový odpovídač) nebo ADS-B verze 0 dle ED-102/DO-260 (jako například některé mobilní mechanizační prostředky). Mimo jiné parametry, ADS-B zařízení vysílají polohu a parametry kvality signálu GNSS NIC a NACp. Parametr NACp poskytuje údaj o přesnosti polohy na základě parametru odhadované nejistoty polohy (Estimated Position Uncertainty, EPU). NIC nese informaci o integritě, přesněji hodnotě poloměru, ve kterém se cíl nachází s danou pravděpodobností (Containment Radius, Rc) [4].

Zjednodušeně řečeno parametry NIC a NACp nabývají diskrétních hodnoty od 0 do 11. Čím vyšší hodnota tím větší je předpokládaná přesnost/integrita GNSS. Typicky během provozu v nezarušeném prostředí se pohybují hodnoty od 8 do 11 [4]. Tyto parametry lze použít k určení stavu GNSS signálu v libovolném místě kde se právě pohybuje nějaké letadlo nebo mobilní mechanizační prostředek (MMP) vybavený ADS-B odpovídačem.

#### 2.1 GNSS meaconer

V prezentovaných experimentech bylo využito zařízení generování meaconing GNSS signálu (dále jen "meaconer"), které se skládá z přijímací antény, atenuátoru s ovládacím panelem, vysílací antény, potřebných kabelů a akumulátoru pro zajištění přenosnosti. Přijímací anténa je

model GrAnt s choke-ringem RingAnt-G3T, vyrobená společností JAVAD. Vysílací anténa byla speciálně navržena pro tento meaconer. Hlavním požadavkem na vysílací anténu byla vysoká úroveň předzeslabení, aby se co nejvíce izolovala přijímací anténa od vysílací, a zároveň schopnost vysílat GNSS signál s maximálním možným výkonem v zamýšleném směru. Atenuátor umožňuje ovládání výkonu přenášeného signálu v rozsahu od 0 do 30 dB. Meaconer je omezen na přenos GNSS signálu v pásmu L1 (1575,42 MHz). Zařízení nepřidává žádné časové zpoždění do přenášeného signálu, a tedy veškeré zpoždění je způsobeno pouze průchodem signálu skrze kabely, což se pohybuje v řádu milisekund.

#### 2.1 Experimenty s letounem všeobecného letectví a MMP

Testovanými systémy v prezentovaných experimentech byly letoun civilního letectví Tecnam P2006T poskytnutý leteckou školou F-Air působící na letišti Benešov (LKBE) a MMP v podobě Follow me vozidla poskytnuté Řízením letového provozu (ŘLP) České republiky. Oba tyto experimenty byly provedeny za podobných podmínek a probíhali dle totožných scénářů. Meaconer byl umístěn do přesně dané vzdálenosti od antény testovaného zařízení s přímou viditelností mezi anténami a testovaným systém byl ve standardním provozním režimu. Následně byl testovaný systém vystaven meaconing útoku s rostoucí (a v případě MMP i následně klesající) intenzitou meaconing signálu, zatímco byla pozorována změna výstupní polohové informace skrze systém ADS-B.

#### 3 Výsledky experimentů

Následující výsledky ukazují chování letounu všeobecného letectví a MMP follow me vozidla, která jsem testovali v přítomnosti GNSS meaconingu. Popis zjištěného uvedený níže, obsahuje jak změnu polohy testovaných zařízení, tak i parametry změny parametrů kvality NIC a NACp.

#### 3.1 Letoun všeobecného letectví

Obrázek 1 popisuje chování letounu všeobecného letectví, je zde vidět závislost síly meaconing signálu, skutečné (true) a ADS-B (reported) poloze letounu. Meaconing signal power na Obrázku 1 je síla signálu v místě přijímací antény letounu.



Obr. 1: Změna polohové informace letounu všeobecného letectví a intenzita meaconing signálu během experimentu

Z Obrázku 1 je vidět, že poloha letounu je správná až do hodnoty meaconing signálu cca –75 dBm. Následuje oblast, kde poloha silně kolísá. Po zesílení intenzity signálu o cca 2 dB dojde k ustálení na meaconing pozici. Jakmile dojde k vyplutí meaconing signálu (v cca 17:41) poloha se okamžitě vrací na skutečnou.



Obr. 2: Změna polohové informace letounu všeobecného letectví a průběh parametrů kvality NACp a NIC během experimentu

Na Obrázku 2 je vidět průběh stejného experimentu nicméně tentokrát jsou vidět parametry kvality NIC a NACp. Zatím tyto parametry kvality dobře slouží k identifikaci jammingu pro infikaci meaconingu použitelné nejsou. Neboť, jak je vidět z Obrázku 2, parametry kvality zůstávají v podstatě neměnné, protože navigace má neustále dostatek satelitů, a to jak skutečných, tak podvržených. Parametry se tedy nemění ani když letadlo vysílá podvrženou polohu.

#### 3.2 Follow-me vozidlo

Obrázek 3 je podobný Obrázku 1. Opět bylo předmětem zkoumání, při jaké úrovni meaconing signálu dojde k vysílání podvržené polohy ze strany testovaného systému. Rozdílné bylo to že výkon se měnil v krocích nahoru a pak dolů.



# Obr. 3: Změna polohové informace mobilního mechanizačního prostředku a intenzita meaconing signálu během experimentu

Follow me vozidlo a jeho systém pro zpracování GNSS a vysílání ADS-B zpráv – SQUID dosáhlo výrazně větší odolnosti vůči GNSS meaconing útoku než letadlo všeobecného letectví. Výkon musel být vyšší cca o 30 dBm aby došlo ke stejné změně polohové informace jako u letounu. Ke ztrátě polohy došlo cca při -35dBm a k přeskočení polohy na meaconing polohu až při výkonu -20dBm. Nicméně z dat také vyplývá že systém má určitou setrvačnost a na správnou poloho se vrátil až téměř po vypnutí meaconingu. Při hodnotě výkonu –45 dBm stále udával podvrženou polohu.



Obr. 4: Změna polohové informace mobilního mechanizačního prostředku a průběh parametrů kvality NACp a NIC během experimentu

Jak je vidět z Obrázku 4, tak chování parametrů kvality mobilního mechanizačního prostředku nepředstavovalo oproti letadlu zásadní rozdíl. Pokud byly parametry kvality vysílány byly na vysokých hodnotách představující běžný provozní stav. Z Obrázku 4 je také vidět že pokud systém nebyl schopen určit polohu, nevysílal ani parametry kvality.

#### 4 Diskuze

Letoun byl zarušen při hodnotách meaconing signálu cca –76 dBm. Jeho odolnost byla tedy horší než u systému SQUID. Nebylo účelem experimentu zjišťovat důvody tohoto rozdílu. Ale nabízí se například jiný způsob připevnění antény, nebo částečné odstínění signálu karoserií automobilu. Vzhledem k tomu že u letounu není možnost anténu umístit jinam, nebo snad anténu vyměnit za odolnější, je třeba počítat s tím že jedinou účinnou ochranou před meaconingem je dostatečná vzdálenost od meaconing nebo nedostatečný vysílací výkon meaconeru.

Taktéž se potvrdil předpoklad, že GNSS meaconing, respektive spoofing nelze odhalit na základě ADS-B parametrů, které letadlo vysílá. Parametry kvality korelují do značné míry s počtem přijímaných satelitů a jejich geometrií vůči letadlu. Jedinou možností by tak bylo využít je v případě že by parametry kvality neočekávaně stoupli na hodnotu která nemůže být při dané reálné konstelaci GNSS dosažena. Nicméně takový postup by byl velmi výpočetně náročný a byl by schopen detekovat jen omezený počet případů spoofingu.

## 5 Závěr

Oba experimenty ukázali že je jak letadlo všeobecného letectví, tak MMP jsou zranitelné vůči spoofingem GNSS meaconingu. Rušení GNSS signálu je reálnou hrozbou. Existuje celá řada metod spoofingu a meaconingu. V rámci pospaných experimentů se podařilo potvrdit, že jak letadlové systémy, tak pozemní systémy využívající signál GNSS je možné úspěšně ovlivnit a změnit tak jejich polohu kterou vysílají pomocí systému ADS-B. Ze zkoumaní parametrů NIC a NACp je zřejmé že tyto parametry nelze přímo použít k detekci meaconingu tak jako je to možné u jammingu.

## Literatura

- RESILIENT NAVIGATION AND TIMING FOUNDATION, 2024. No GPS from Poland to the Persian Gulf - SAS Longhaul flight - RNTF [online]. [cit. 2024-09-29]. Dostupné z: <u>https://rntfnd.org/2024/04/08/no-gps-from-poland-to-the-persian-gulf-saslonghaul-flight/</u>
- [2] LIU, Zixi; LO, Sherman a WALTER, Todd. GNSS Interference Source Localization Using ADS-B Data. Online. In: . 2022, s. 158-167. Dostupné z: <u>https://doi.org/10.33012/2022.18241</u>. [cit. 2024-09-29].
- [3] STEINER, Jakub a Ivan NAGY, 2023. Discrete Mathematical Model for GNSS Interference Detection Using ADS-B Quality Parameters [online]. In: . 2023-10-05, s. 4145-4152 [cit. 2024-09-29]. Dostupné z: doi:10.33012/2023.19383
- [4] RTCA, "DO-260B, Minimum Operational Performance Standards for 1090 MHz Extended Squitter Automatic Dependent Surveillance- Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services – Broadcast (TIS-B)," DO 260B, December 2009.

## Dedikace

Příspěvek byl podpořen z projektu VK01030071, Odolnost letectví proti podvrženým signálům GNSS a ADS-B.

# Analýza a řešení závad na kyslíkovém systému letounu L-159 Analysis and troubleshooting of the oxygen system of the L-159 aircraft

Zuzana Hrazdírová

Univerzita obrany, Fakulta vojenských technologií, Katedra letecké techniky, email: zuzana.hrazdirova@unob.cz,

Abstrakt: Hlavním tématem je analýza nejčastějších závad kyslíkového systému letounu L-159 a způsoby jejich řešení v podmínkách letky oprav letecké techniky. V první části se článek věnuje důvodům použití kyslíkového systému a konkrétně popisuje systém na letounu L-159. Druhá část je zaměřena na konkrétní nejčastější závady a je analyzována jejich příčina a navrženy způsoby opravy a přijatá opatření. Závěr hodnotí možnosti dalšího rozvoje. Klíčová slova: kyslíkový systém, L-159, analýza závad

**Abstract:** Main topic is the analysis of the most frequent defects of the oxygen system of the L-159 aircraft and methods of their solution in the conditions of the aircraft service squadron. In the first part, the article deals with the reasons for using the oxygen system and especially describes the system on the L-159 aircraft. The second part is focused on specific, most frequent defects and their cause is analyzed and repair methods and measures taken are proposed. The conclusion evaluates the possibilities of further development.

Keywords: oxygen system, L-159, analysis of the defects

## 1 ÚVOD

Současná doba je typická specifickými potřebami na zrychlení dopravy na velké vzdálenosti, její zefektivnění a zkvalitnění. K tomu slouží letecká doprava, ale nejedná se jen o přepravu materiálu, ale především lidí a zvířat. S tím jde samozřejmě i ruku v ruce i zamýšlení se, jak lidem umožnit pobyt v letadlech, které se pohybují vysoko nad povrchem země, kde už podmínky pro přežití živého organismu jsou minimální. Z tohoto důvodu začaly vznikat v letadlech klimatizační a kyslíkové systémy. Jsou definovány tak, aby vytvořily vhodné podmínky pro lety ve velkých výškách [1]. Další část bude již zaměřena pouze na jeden z nich, a to na systém kyslíkový.

V dopravních letadlech je tento systém pouze podpůrným v případě nouzového stavu, ale jinak tomu je v letadlech, se kterými se úplně běžně člověk nesetká, a to je v letadlech vojenských.

V těchto letadlech je kyslíkový systém základem pro činnost pilota. Bude představen jeden zástupce těchto systémů, konkrétně na vojenském letounu L-159.

Armáda České republiky v současné době provozuje letoun L-159 hned ve třech verzích. Jednomístná verze označená L-159 A, dvoumístná výcviková verze L-159 T1 a poslední je dvoumístná plně kompatibilní L-159 T2. Kyslíkový systém všech verzí je v podstatě stejný, ale přesto je nalezeno několik odlišností, které se podílejí na některých závadách.

#### 1.1 Popis kyslíkového systému L-159

Kyslíkový systém všech vojenských letounů, a tedy i L-159, zajišťuje pilotovi dodávku dýchací směsi po celou dobu pobytu v přetlakované kabině, ve všech výškách letu až do výšky praktického dostupu jako ochranu proti účinkům hypoxie. Hypoxie je výšková nemoc, při které může vlivem nedostatku kyslíku v krvi dojít k snížení motorických a psychických funkcí a až ke ztrátě vědomí. Dále pomáhá pilotovi zvýšit odolnost jeho těla proti účinkům kladného přetížení, chrání jej proti vnějšímu znečištění a v neposlední řadě dodává pilotovi kyslík v případě poruchy hlavního systému či katapultáže (nucené opuštění kabiny) pro sestup do bezpečné výšky (4000 m), kde podmínky pro přežití jsou podstatně lepší [2].

Letoun L-159 disponuje jako první letoun ve výzbroji armády České republiky kyslíkovým systémem OBOGS (On Board Oxygen Generating System) založeným na principu cyklické absorpce. To znamená, že zařízení generující kyslík využívá molekulárních sít naplněných syntetickým krystalickým aluminosilikátem, který zachytává absorbáty díky fyzikálnímu jevu zvaného Van der Waalova přitažlivost. Tato síta vytváří síť dutin na molekulární úrovni, ve které se absorbují molekuly dusíku z dodávaného tlakového vzduchu, a generuje se kyslík.



Obr. 1: Princip tlakové absorpce [3]

Využívají se dvě molekulární síta, aby bylo umožněno cyklické střídání fáze absorpce a desorpce. Znamená to tedy, že jedno síto ve fázi absorpce zachytává dusík a generuje kyslík a druhé se čistí pomocí malého množství odebraného kyslíku, tedy je ve fázi desorpce. Tento proces se periodicky střídá [3]. Toto je zobrazeno na obr. 1 [3].

Koncentrátor kyslíku, jak se zařízení popsané výše nazývá, je sice nejdůležitější, ale nikoliv jediným komponentem celého systému. Dále je sem zařazen regulátor kyslíku a anti-G ventil, nouzový zdroj kyslíku, sušička vzduchu, připojovací deska a sedadlo/letadlový rychlospoj. Všechny zmíněné části jsou propojené vysokotlakým potrubím obsahující soustavu filtrů se soustavou odběru vzduchu od motoru. Právě letecký motor dodává stlačený vzduch, ze kterého je pak vyráběna dýchací směs pro pilota. Schéma kyslíkového systému prezentuje obr. 2.



Obr. 2: Schéma kyslíkového systému

Druhý komponent, který nahrazuje koncentrátor kyslíku při výskytu poruchy či v horším případě nuceného opuštění kabiny letounu (katapultáže) je nouzový zdroj kyslíku. Na některých kusech letounu L-159 je nouzový zdroj ještě ve formě malé ocelové tlakové láhve o objemu 0,8 l s vlastním manometrem a tlakovým uzávěrem s plnícím ventilem. Nově se přechází na láhve kompozitové o objemu 1 l. Nové kompozitové láhve samozřejmě mají jak kladné vlastnosti, tak nevýhody. Kladem je, že láhev je lehká a má i větší objem, ale nevýhody jsou hlavně to, že kompozit podléhá možné delaminaci. Tento defekt v materiálu láhve není pouhým okem viditelný, jako tomu bylo u prasklin a poškození ocelových láhví a může mít za následek únik

kyslíku z láhve či její roztržení v důsledku poměrně vysokého tlaku uvnitř. K delaminaci může dojít například nešetrným zacházením či pádem láhve. Dále nevýhodou je obecné spojování kompozitu s jinými materiály. Šroubení těchto láhví a použité manometry jsou stále stejné, tedy ocelové. Celkově spojování kompozitů mezi sebou je obtížné a specifické a spojování dvou rozdílných materiálů, jako je v tomto případě, může mít za následek postupné povolování pevnosti spojení, a tudíž může začít docházet k úniku media z láhve. Výrobce sice deklaruje, že láhev je stoprocentně těsná a natolik na to spoléhá, že ji nevybavili plnícím ventilem, který umožní plnit láhev nainstalovanou v sedačce letounu. Bohužel z praxe bylo zjištěno, že i přes veškeré snahy k únikům dochází. Ve světle těchto poznatků by bylo lepší láhev plnícím ventilem doplnit, aby nedocházelo k nutnosti pokaždé kvůli nižší naplněnosti demontovat sedačku z letounu a poté láhev. Každá taková demontáž má za následek nutnost provést dodatečné testy a zkoušky po opětovné montáži.

Celková koncepce údržby kyslíkového systému je následující. Aby tento systém bezvadně fungoval a pilot se na něj mohl plně spolehnout, je nastavený neměnný systém údržby, který stanovil výrobce letounu a zároveň výrobce jednotlivých komponentů. Údržbu provádí speciálně vyškolený personál skupiny elektrického a speciálního vybavení druhého stupně údržby v prostorech letky oprav. Systém údržby je nastaven tak, aby se životnost komponentů kryla s životností letounu. V praxi to znamená, že jednotlivé komponenty se kontrolují na v České stolici. kterou jako jediní republice speciální testovací vlastní 21. základna taktického letectva v Čáslavi, a to hned ve dvojím provedení, aby byla zajištěna nepřetržitá možnost testování v případě poruchy jedné z nich či odeslání na pravidelný servis. Díly se testují tedy jedenkrát za 12 měsíců, či v případě podezření na poruchu. Tu může predikovat systém AMOS, který sleduje nejrůznější parametry všech systémů letounu včetně kyslíkového.

Údržba začíná tím, že jsou z letounu demontovány veškeré hlavní komponenty a převezeny k testovacím stolicím, které jsou na daném místě kalibrovány. Nyní se přistupuje k čištění a výměně soustavy filtrů, které jsou nainstalovány v různých místech přívodu vzduchu od motoru. Technik provádějící údržbu musí v první řadě zkontrolovat celistvost schránek filtru, zhodnotit, zda nevykazují známky poškození, rzi či jiné problémy. Poté dochází k demontáži, výměně čištění vnitřních textilních skládaných filtrů. Po prohlédnutí a vyčištění všech částí, které zůstávají v draku letounu, se přistupuje k testování jednotlivých částí na zkušebně. Testovací stolice vede technika postupnými kroky až k plnému přezkoušení veškerých funkcí prověřovaného komponentu. Výsledkem je testovací protokol, který technik zakládá do dokumentace. V případě poruchy či nevyhovujících parametrů při nějakém testu, technik

dostává informaci, jakým způsobem problém opravit. Za dobu praxe technici, ale i narazili na některé závady, které bylo třeba konzultovat přímo s francouzským výrobcem, společností Air Liquide. Ověřování správné funkčnosti tohoto systému na testovací stolici ukazuje obr. 3.



Obr. 3: Testovací stolice s probíhajícím přezkoušením

## 2 Analýza a řešení závad na kyslíkovém systému

Typickými závadami kyslíkového systému letounu L-159 jsou například nízká dodávka kyslíku koncentrátorem. Obvykle dojde k nápravě právě přezkoušením koncentrátoru na testovací stolici a výměnou některých částí. V nejběžnějších případech je na vině zanesení molekulárních sít vodou. I když do systému je dodáván vzduch suchý, tak i přesto se zbytková vlhkost ukládá právě v materiálu hlinitokřemičitanu a síta těžknou a ztrácí svou funkčnost. Síta jsou dodávána jako spotřební materiál, takže při zjištění závady a vysoké hmotnosti sít, která dává pojem o jejich stavu, je má možnost technický personál z koncentrátoru demontovat a vyměnit. Další, co může být na vině, při nízké dodávce kyslíku, je vadný vstupní filtr či omezovač tlaku. Jelikož jsou technici certifikovaní výrobcem, mohou provádět nejvyšší stupeň údržby a vyměňovat nejen komponenty, ale i opravovat jejich vnitřní obvody a části.

Další velmi častou závadou je závada regulátoru kyslíku. Při testování velmi často byla zjištěna závada regulačního ventilu či anti-G ventilu, které se nacházejí v kompletu regulátoru. Opět jsou tyto komponenty výrobcem dodávány a je povolena jejich výměna. U regulátoru kyslíku se z praxe zjistilo, že velmi často dochází i k oxidaci a rezavění jednoho mikročipu na desce plošných spojů. Docházelo k dlouhým konzultacím s výrobcem, který opět povolil mikročip

vyměnit. Zjistilo se, že tento problém se vyskytuje pouze na letounu L-159. Stejný regulátor se přitom používá i na jiných převážně francouzských typech letounů.

Technici byli postaveni před náročný úkol. Začali prověřovat skutečnosti, které by mohly tento problém na L-159 způsobovat. Porovnával se způsob používání letounu. Prověřovalo se, zda nemůže docházet ke kondenzaci vody v regulátoru z důvodu klimatizační soustavy a podzvukovosti letounu.

Po sérii pokusů a konzultací s piloty, měření vlhkosti v kabině letounu bylo zjištěno, že regulátor je na sedačce letounu nainstalován pod drobným vychýlením z vodorovné polohy, a tudíž dochází k hromadění kondenzované vody v rohu regulátoru, kde se zrovna nachází plošný spoj s inkriminovaným mikročipem. Na jiných typech letounů je regulátor umístěn vodorovně, kondenzovaná voda se tedy shromažďuje ve spodní části pouzdra mimo plošné spoje a po přirozeném vyschnutí neohrožuje vnitřní obvody. Jiné umístění regulátoru na L-159 není možné, a tak opět technici řešili s výrobcem, co je možné udělat za opatření. Výsledkem bylo povolení vyvrtat do pouzdra komponentu malý otvor přímo v místě shromažďování kondenzátu a tím umožnit jeho odtok. Od tohoto opatření již nedocházelo k tak častým závadám a již nebylo nutné mikročip měnit. Umístění regulátoru kyslíku znázorňuje obr. 4.



Obr. 4: Umístění kyslíkového regulátoru na sedačce

Další netypickou závadu, kterou bylo nutno vyřešit, a týkala se opět regulátoru kyslíku bylo, že všechny regulátory, které se vracely po generální opravě po 8 letech provozu na letounech, vykazovaly zvýšený výskyt závad a nefunkčnosti. Testování probíhalo opět na stolici, každý regulátor vykazující závadu byl sejmut a otestován v laboratorních podmínkách. Bohužel nikdy v laboratoři tyto regulátory závadu nevykazovaly a byly nainstalovány zpět do letounu. Následující let se závada opakovala, nikdo si nedokázal vysvětlit, jak je to možné. Došlo k opětovnému sejmutí a testování se stejným výsledkem. Posléze se přistoupilo k výměně regulátorů mezi letouny, aby se vyloučilo, že na vině závady je konkrétní letoun. I to se

vyvrátilo. Technici tedy byli pověřeni rozebráním daných agregátů a porovnáním jejich částí s agregáty, které ještě neprošly generální opravou. Zjištění bylo překvapivé. V regulátoru se nachází přídechový ventil, který se musí uzavírat s rostoucí kabinovou výškou. Tento ventil poté umožní proudění dýchací směsi z koncentrátoru. Ventil je opatřen těsněním, které bylo výrobcem na generální opravě vyměněno a z důvodu nepřesnosti výroby či změny dodavatele těsnění tento těsnící O-kroužek byl o pár setin milimetru menší než předchozí O-kroužek. I tato drobná nepřesnost vedla k nespolehlivé funkci přídechového ventilu.

Na začátku článku je zmíněno, že kyslíkový systém je v podstatě totožný pro všechny verze letounu L-159. Poslední dodanou verzí letounu do AČR je L-159 T2, nicméně od dodání letounu výrobcem kyslíkový systém na této verzi na všech kusech byl prakticky nefunkční. Nebyl let či motorová zkouška, kdy si pilot či technik nestěžovali, že systém nefunguje, a že nemohou dýchat. Údržba, agregáty, odběr vzduchu od motoru se přeci nezměnil, avionika a palivová soustava, které jsou na verzi L-159 T2 úplně jiné na kyslíkový systém nemohou mít vliv. Vznikl tedy výzkumný projekt za účelem zjistit co nejvíce informací a zkusit zjistit, kde by systém mohl mít rozkol oproti původnímu.

Začalo se stejně, jako tomu bylo vždy při rutinní údržbě či řešení závad. Agregáty se otestovaly v laboratoři. Nebyla zjištěna žádná odchylka od běžného stavu a funkčnosti. Bylo nutné znovu prostudovat parametry, při kterých systém plně funguje. Technici se zaměřili i na záznamy ze systému AMOS, který hlídá a zaznamenává různé parametry za letu a při motorových zkouškách.

Z dokumentace výrobce letounu byly potvrzené předchozí teoretické vědomosti. Zejména, že pro minimální funkci koncentrátoru kyslíku je zapotřebí vstupní tlak 40 kPa a průtok min. 0,6 kg/min. Dále bylo zjištěno, že výkon koncentrátoru se testuje na minimálním vstupním tlaku 50 kPa, kdy procentuální zastoupení kyslíku ve směsi musí být vyšší než 35%. Nebylo ale možné vyčíst, zda tento výkon bude dostačující pro zásobování současně dýchajících dvou pilotů či nikoliv, jelikož letoun L-159 T2 je verzí primárně dvoumístnou.

Bylo tedy nutné otestovat chování systému při různých parametrech dodávky vzduchu od motoru, a to na větším množství letounů různých verzí, pro potvrzení teoretických hodnot. Protože testování za chodu motoru bylo zhodnoceno jako velice neekonomické, technici skupiny elektrických a speciálních systémů dostali povolení nahradit vzduch odebíraný za chodu motoru vzduchem z centrálního rozvodu na pracovišti letky oprav letecké techniky. Rozvod byl připojen do systému letadla před soustavu filtrů, aby v případě nečistot nedošlo k poškození agregátů či zanesení rozvodu tlakového vzduchu do letounu. Dále technici

sestrojili měřící zařízení tlaku, které umístili na vstup koncentrátoru. Na takto připraveném letounu bylo teoreticky možné začít s testy.

Testovací skupina se skládala z technika ovládajícího rozvod vzduchu, dvou techniků, kteří s nasazenými dýchacími maskami zastupovali piloty a měli informovat, kdy lze a nelze dýchat a technika velitele, který hlídal parametry na vstupu koncentrátoru a celkově řídil měření. První pokusy o měření, ukázaly, že při vstupním tlaku 40-50 kPa na koncentrátoru není dodávka vzduchu dostačující pro oba piloty, ale ukázaly také nedostatky tohoto způsobu simulování chodu motoru. Hlavní problém byl, že rozvod vzduchu na pracovišti se nedal úplně plynule regulovat a nebylo možné ani přesně určit, zda průtok vzduchu je totožný, jako když jej dodává přímo letecký motor při různých režimech jako volnoběh, zvýšený volnoběh či maximální výkon. Proto naměřené hodnoty a skutečnosti nemusely plně odpovídat realitě. Z tohoto důvodu se zažádalo o povolení opravdu testovat za chodu motoru při motorové zkoušce.

Byly vybrány konkrétní letouny všech verzí. Letouny verze L-159 A, konkrétně trupová čísla 6059, 6058, 6063. Zastupovaly vzorek nejstaršího plně funkčního systému, ale pro jednoho pilota. Letoun 6046 L-159 T1 představoval referenční hodnotu jako fungujícím systémem pro dva piloty. Bohužel v době testování již na základně další dvoumístný letoun této verze nebyl přítomen, takže bylo nutné se spokojit aspoň s jednou referencí. Posledními testovanými byla všechna trupová čísla L-159 T2, a to 6028, 6031, 6038.

Měření probíhalo tak, že odpovědný technik nainstaloval před motorovou zkouškou vyhotovený tlakový měřící systém na vstup koncentrátoru jako při testování na pracovišti letky a přímo při motorové zkoušce zapisoval hodnoty tlaku při hlášeném režimu motoru. Naměřené parametry jsou uvedeny v tab. 1. U každého letounu se provedly dvě měření.

Z tabulky, a hlavně ze středních hodnot na volnoběhu je patrné, že u letounů L-159 T2 je nedostatečný tlak pro správnou činnost systému, natožpak pro zásobování kyslíkovou směsí oba piloty současně. Po tomto měření, ale vyvstala otázka, co se tedy změnilo, že hodnoty tlaku jsou nedostačující. Motor a jeho parametry jsou pro všechny verze identické, odběr vzduchu taktéž, komponenty a filtry kyslíkového systému také. Až po mnoha konzultacích s výrobcem letounu bylo zjištěno, že výrobce z nějakých důvodů u L-159 T2 potřeboval přeložit potrubí kyslíkového systému a přidal dvě zahnutí.

Právě zahnutí potrubí kyslíkového systému způsobují větší tlakové ztráty než v přímém potrubí, které mohou mít za následek nedostatek tlaku na vstupu koncentrátoru. Tlakové ztráty se dělí na tlakové ztráty tření po délce a místní tlakové ztráty. Ztráty třením po délce vznikají na přímých úsecích potrubí a lze je vypočítat vztahem:

	Trupové číslo	Režim motoru					
Verze		Volnoběh			70 %		
		Min	Max	střední hodnota	Min	Max	střední hodnota
		[kPa]	[kPa]	[kPa]	[kPa]	[kPa]	[kPa]
L-159 A 605	6058	53	83	68	87	139	113
		56	82	69	92	141	116,5
	(050	48	74	61	80	120	100
	0039	54	79	66,5	80	127	103,5
	6063	54	86	70	111	140	125,5
		56	84	70	108	142	125
L-159	<sup>59</sup> 6046	59	76	67,5	90	130	110
T1		49	76	62,5	90	135	112,5
L-159 T2	6028	48	68	58	113	140	126,5
		48	75	61,5	98	140	119
	6031	40	63	51,5	75	115	95
		45	64	54,5	77	225	151
	6038	48	72	60	74	119	96,5
		47	71	59	82	217	149,5

Tab. 1: Hodnoty tlaku na vstupu koncentrátoru pro různé režimy chodu motoru

$$\Delta p = \lambda \cdot \frac{l}{D} \cdot \frac{\rho v^2}{2} \quad [Pa] \tag{1}$$

kde  $\lambda$  je součinitel ztráty třením [-], l je délka přímého úseku [m], D je hydraulický průměr potrubí [m],  $\rho$  je hustota vzduchu [kg.m<sup>-3</sup>] a v je rychlost proudícího vzduchu [m.s<sup>-1</sup>]. Všechny veličiny jsou známé až na součinitel ztráty třením, který lze vypočítat ze vztahů Colebrookovy - Whitovy rovnice pro turbulentní proudění [4]:

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = -2\log\left(\frac{2,51}{Re\sqrt{\lambda}} + \frac{\varepsilon}{3,7D}\right) \quad [-], \tag{2}$$

kde  $\lambda$  je součinitel ztráty třením [-],  $\varepsilon$  je absolutní drsnost potrubí [m], *D* je průměr potrubí [m] a *Re* je Reynoldsovo číslo [-].

Místní tlakové ztráty jsou právě ty, které vznikají v ohybech a tvarovkách potrubí a jejich stanovení není tak jednoduché. Neboť právě součinitel ztát se liší dle typu tvarovky a její geometrie a je tedy obtížně určitelný. Lze jej ale stanovit experimentálním měřením, numerickými výpočty a lze jej najít v literaturách, avšak s rozdílnými hodnotami.

$$\Delta p = \xi \rho \frac{v^2}{2} \quad \text{[Pa]},\tag{3}$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu [kg.m<sup>-3</sup>], v je rychlost proudícího vzduchu [m.s<sup>-1</sup>] a  $\xi$  je součinitel tlakových ztrát [-].

Součinitel tlakových ztrát lze zjistit experimentálním měřením v místě zahnutí potrubí a to tak, že se změří tlak před a za zahnutím (tvarovkou). Měření vychází z platnosti Bernoulliho rovnice [1].

$$\rho \frac{v_1^2}{2} + p_1 + \rho gh = \rho \frac{v_2^2}{2} + p_2 + \rho gh + p_z \quad [-], \tag{4}$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu [kg.m<sup>-3</sup>], v je střední průřezová rychlost [m.s<sup>-1</sup>], p je statický tlak v daném průřezu [Pa], h je výškový rozdíl průřezu a roviny [m],  $p_z$  je tlakové ztráty [Pa] a g je gravitační zrychlení [m.s<sup>-2</sup>].

Pokud jsou konstantní střední rychlosti a nulové převýšení měřeného úseku, stanoví se rozdíl tlaků.

$$p_z = p_2 - p_1 \quad [Pa] \tag{5}$$

kde  $p_2$  je tlak za tvarovkou [Pa] a  $p_1$  je tlak před tvarovkou [Pa].

Součinitel tlakových ztrát tedy lze poté vyjádřit jako:

$$\xi = \frac{2 \cdot p_z}{\rho \cdot v^2} \ [-], \tag{6}$$

kde  $\rho$  je hustota vzduchu [kg.m<sup>-3</sup>], v je střední průřezová rychlost [m.s<sup>-1</sup>] a  $p_z$  je rozdíl tlaků před a za ohybem [Pa].

Měření a výpočty pro ověření, že na letounech L-159 T2 v přidaných zahnutí potrubí dochází právě k takovým ztrátám, které způsobují nefunkčnost systému, bohužel v podmínkách základny nebyly možné, a proto bylo nutné pouze reflektovat vyjádření výrobce letounu.

Bylo tedy jako výsledek této téměř laboratorní práce přijato opatření, že na předepsaných pracích nebude pouze přezkoušen systém jako takový, ale bude nutno zkontrolovat a případně dotáhnout spoje přeloženého potrubí, aby kromě ztrát daných tvarem potrubí nedocházelo i únikům díky povolenému šroubení. Pilotní sbor byl poté upozorněn, že po spuštění letounu a činnostech na volnoběhu může být činnost kyslíku nespolehlivá a omezena. Kontrolu funkčnosti je tedy nutné provést na zvýšeném volnoběhu.

### 3 Závěr

Článek řešil oblast kyslíkového systému letounu L-159, především byl zaměřen na neobvyklé závady a jejich způsob řešení. Lze konstatovat, že systém je vcelku spolehlivý. Na jednomístných letounech je provozován bez mála 24 let a závady, které se během provozu vyskytly, byly po většinou dány stárnutím komponentů. Výjimkou je popisovaná závada kyslíkového regulátoru a rezavění vnitřních obvodů, která je způsobena opravdu chybou v koncepci, tedy umístěním regulátoru. Závady projevující se nyní na letounech dvoumístných, které byly zavedeny v roce 2020, jsou dány úpravami. Výrobce by měl vždy expertní skupinou prověřit, na kolik daná změna ovlivní chování a činnost systému. Zda to bylo provedeno u nové verze letounu, není vhodné ani možné odhadovat. Do budoucna je nutno očekávat modernizaci i v případě kyslíkového systému. Řešit by se mohlo snížení hmotnosti celého systému a odstranění zanášení molekulárních sít vlhkostí. Možnosti realizace jsou více využívat kompozitních materiálů, což v podstatě již započalo výměnou kyslíkové láhve. Dále je to možnost hledání nových filtračních materiálů v koncentrátoru a zlepšení principu sušení vzduchu.

#### Literatura

- [1] KOLEKTIV: Učebnice pilota 2022. Cheb, Svět křídel, 2022.
- [2] SLAVÍK, S.: Drak a systémy, nouzové vybavení letounů (021 01 a 021 04). Brno, Akademické nakladatelství CERM, 2006.
- [3] KOLEKTIV: How Does an Oxygen Concentrator Work? Types, Cleaning, and Maintenance. Online, OLIVE care for you. Dostupné z: https://zzolive.com/info-detail/how-does-an-oxygen-concentrator-work.
- [4] NOVÁČEK, M.; BLASINSKI, P.; REMEŠ, J.; JŮZA, Š.: Stanovení součinitelů tlakových ztrát oblouků vzduchotechnických potrubí. Online, Izbinfo. 2021. Dostupné z: https://vetrani.tzb-info.cz/21686-stanoveni-soucinitelu-tlakovych-ztrat-obloukuvzduchotechnickych-potrubi.

## Poděkování

Článek byl realizován za podpory 21. základny taktického letectva Čáslav a 214. letky oprav letecké techniky. Děkuji především technikům roje předepsaných prací elektrického a speciálního vybavení 214. LOLT, kteří spolupracovali na jednotlivých měřeních a testech.

## Identifikace parametrů modelu podélného letu letounu Identification of the longitudinal flight model parameters

Miroslav Jirgl, Dominik Zavadil

Ústav automatizace a měřicí techniky, Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, Vysoké učení technické v Brně, email: jirgl@vut.cz, 240472@vut.cz, Rudolf Jalovecký

Katedra letecké techniky, Fakulta vojenských technologií, Univerzita obrany, email: <u>rudolf.jalovecky@unob.cz</u>.

Abstrakt: Článek se zabývá modelováním a identifikací parametrů podélného letu letounu. Tato problematika hraje v leteckém inženýrství poměrně klíčovou roli, a to v mnohých oblastech, do kterých lze zařadit např. i hodnocení schopností pilotů. Pro účely získávání dat je využit stacionární letecký simulátor na Univerzitě obrany (UNOB) vybavený softwarem X-PLANE 10. Pro zajištění definovaného a opakovatelného měření je pro generování vstupního signálu využito realizované zařízení na platformě Arduino Leonardo. Diskutováno je zde využití 4-stavového a 5-stavového lineárního modelu. Oba modely jsou zároveň validovány pomocí dalších standardních signálů. Dosažené výsledky naznačují poměrně dobrou aplikovatelnost modelu pro testovanou situaci.

Klíčová slova: podélný let, identifikace, validace, Arduino Leonardo, X-PLANE 10.

**Abstract:** The paper addresses the modelling and identification of longitudinal flight dynamics. This topic is crucial in avionics engineering, encompassing a wide range of areas, including pilots' performance assessment. The experiment utilizes a fixed-base flight simulator equipped with X-PLANE 10 software, located at the University of Defence. For the purpose of defined and repeatable measurements, input signals are generated using a self-developed device based on the Arduino Leonardo platform. Fourth-order and fifth-order linear models are applied and evaluated; both models are validated using standard signals. The results indicate the applicability of the models within the described procedure.

Keywords: longitudinal flight, identification, validation, Arduino Leonardo, X-PLANE 10.

## 1 Úvod

Modelování a simulace letu letounu hrají v leteckém inženýrství klíčovou roli. Tato problematika je však poměrně komplexní, neboť samotný popis pohybu letounu v trojrozměrném prostoru definují nelineární diferenciální rovnice obsahující značné množství parametrů. Analýza dynamického chování letounu je pak poměrně složitá. Proto se často pro tento popis používá jednodušší vyjádření, tj. popis pomocí lineárních dynamických systémů. Základním východiskem pro tuto úpravu je oddělení podélného a stranového pohybu a následná linearizace nelineárních diferenciálních rovnic popisujících tyto dva typy pohybu. Výsledkem je systém lineárních (linearizovaných) diferenciálních rovnic s konstantními koeficienty.

Tento příspěvek se zabývá modelováním a simulací podélného letu letounu na základě dat získaných měřením na stacionárním leteckém simulátoru na Univerzitě obrany. Druhá kapitola tak shrnuje teoretický úvod včetně popisu nezbytných veličin popisujících podélný let. Následuje třetí kapitola popisující zařízení – digitální knipl využitý pro účely definovaného a opakovatelného sběru dat. Čtvrtá kapitola prezentuje způsob identifikace a validace modelu. Na závěr jsou pak shrnuty dosažené výsledky.

## 2 Model podélného letu letounu

Podélný let lze charakterizovat několika stavovými fyzikálními veličinami, kterými jsou:

- rychlost (speed) v,
- úhel náběhu (angle of attack)  $\alpha$ ,
- podélný sklon (pitch)  $\theta$ ,
- výška (altitude) h,
- derivace podélného sklonu/úhlová rychlost (pitch rate) Q.

Význam, resp. definice, veličin  $\alpha$ ,  $\theta$  a v demonstruje následující obrázek.



Obr. 1: Význam vybraných stavových veličin při podélném letu [1], [2]

$$Q = \dot{\theta}.$$
 (1)

Změnu výšky za jednotku času, resp. derivaci výšky  $\dot{h}$ , lze snadno odvodit z obrázku jako:

$$\dot{h} = v \cdot \sin(\theta - \alpha) = v \cdot \sin(\theta) \tag{2}$$

a odtud pak pro výšku h platí:

$$h = \int v \cdot \sin(\theta - \alpha) \, dt. \tag{3}$$

Pohybové rovnice, kterými je možné podélný let charakterizovat, jsou obecně nelineární. Za předpokladu uvedení letounu do rovnovážného stavu a definicí počátečních podmínek je pak možné celý model linearizovat. Např. rovnici (3) pro výšku *h* lze za předpokladu konstantní počáteční rychlosti  $v_0$  a uvažování malých změn úhlů  $\alpha$  a  $\theta$  linearizovat – přepsat do tvaru:

$$h = \int v_0 \cdot (\theta - \alpha) \, dt. \tag{4}$$

Linearizací i dalších pohybových rovnic je tak možné podélný let reprezentovat ve formě stavového zápisu, tj. [2]

$$\begin{bmatrix} v \\ \dot{\alpha} \\ \dot{Q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = A \cdot \begin{bmatrix} v \\ \alpha \\ Q \\ \theta \\ h \end{bmatrix} + B \cdot \begin{bmatrix} \delta_E \\ \delta_T \end{bmatrix},$$
(5)

kde  $\delta_T$  reprezentuje tah motoru a  $\delta_E$  výchylku výškového kormidla, resp. po přepočtu výchylku kniplu, A je stavová (zpětnovazební) matice a B vstupní matice. V zápisu chybí ještě rovnice pro výstup(y) definovaná maticemi C a D. Pokud jsou jako výstupy uvažovány všechny stavové veličiny a nepředpokládáme přímou vazbu ze vstupu na výstup, byla by matice C jednotková a matice D nulová. Uvedená rovnice uvažuje 5 stavů, včetně rovnice výšky *h*. Často se v literatuře lze setkat s modely obsahujícími pouze první 4 stavy – výšku *h* lze pak dopočítat pomocí rovnice (3), resp. (4) [2]. Pro sestavení modelu je následně potřeba identifikovat parametry jednotlivých matic. Pro tyto účely bylo provedeno měření na leteckém simulátoru na UNOB.

## 3 Sběr dat využitím digitálního kniplu

Výchozím nástrojem pro sběr dat byl tedy stacionární letecký simulátor (viz Obr. 2) vybavený softwarem X-Plane 10 umožňující datový záznam s frekvencí 20 Hz [3].



Obr. 2: Letecký simulátor na UNOB

Využitím uvedeného simulátoru pak byly měřeny odezvy letounu King Air C90B na vybrané (standardní) vstupní signály (viz kap. 4) reprezentující výchylku kniplu  $\delta_E$ . Data byla získávána za definovaných podmínek, tj.: výchozí výška letu  $h_0 = 2900$  ft, rychlost  $v_0 = 170$  mph, tah motoru  $\delta_{T0} = 600$  lb.

Pro možnost přesné definice tvaru vstupního signálu  $\delta_E$  a zajištění opakovatelnosti experimentu bylo realizováno zařízení – digitální knipl.

K vytvoření digitálního kniplu byla použita deska Arduino Leonardo (viz Obr. 3) a knihovna [3], která desce umožňuje emulovat funkčnost joysticku. V prostředí Arduino IDE byl vytvořen program generující vybrané signály (puls, rampa, PRBS), které simulátor bude chápat jako výchylku kniplu  $\delta_E$  a zareaguje patřičnou výchylkou výškového kormidla. Součástí programu je i přepínání mezi jednotlivými signály a resetování či odstartování průběhu signálu, k čemuž jsou využita tlačítka napojená na příslušné I/O piny kitu Arduino Leonardo.

Samotný program je koncipován tak, že na začátku je provedena inicializace počátečních proměnných. Nastaví se požadovaná funkcionalita joysticku – pro případ podélného letu postačí pohyb v ose Y – a následuje příkaz pro zapnutí emulace. V hlavní smyčce programu se
vypočítává výstupní hodnota polohy kniplu dle zvoleného signálu. Pro každý typ signálu je vytvořena jedna funkce, kde její argumenty odpovídají základním parametrům signálu. Dále se hlídá aktivace tlačítek, která v případě stisku spustí příslušnou rutinu přerušení. Na konci programu se aktualizuje stávající hodnota polohy kniplu a postupně se tak tvoří žádaný průběh signálu. Pro lepší představu je na Obr. 4 nakreslen vývojový diagram chodu programu. [3], [4], [5]



Obr. 3: Využitý kit Arduino Leonardo



Obr. 4: Vývojový diagram programu pro generování signálů v Arduinu

Uspořádání měřicí stanice je zřetelné na Obr. 5. Na prvním počítači byl spuštěn simulátor X-PLANE 10 a přes USB k němu byl připojen kit Arduino Leonardo realizující, resp. simulující, definovanou výchylku kniplu v ose Y. Všechna potřebná data ze simulátoru byla přes komunikační modul posílána do druhého počítače, kde probíhalo jejich logování do souboru v CSV formátu. Byl zde i třetí počítač, který sloužil jako řídicí stanice, kde bylo možné nastavovat další parametry simulace (např. počasí apod.). Z důvodu opakovatelnosti byly nastaveny výchozí podmínky za dobrého počasí [3], [5].



Obr. 5: Blokové schéma měřicí stanice

Měření započalo zapnutím simulátoru, což vytvořilo logovací soubor. Dále byl letoun uveden do vyváženého letu za pomocí změny trimu výškového kormidla, načež bylo spuštěno generování signálu z Arduina. Po naměření dostatečně dlouhého průběhu byl postup opakován, než byla získána obsáhlejší datová sada. Část z těchto naměřených průběhů byla následně využita na identifikaci parametrů modelu navrženého v kapitole 4. Zbylá část pak posloužila k validaci získaného modelu [5].

### 4 Identifikace a validace modelu

Identifikace parametrů byla provedena využitím funkce *ssest* z knihovny System Identification Toolbox v prostředí MATLAB [6]. Funkci byly předány předzpracované a vynulované naměřené průběhy (signály) ze simulátoru reprezentující průběhy stavových veličin jakožto odezvy na impulzovou změnu výchylky kniplu, viz Obr. 6. Dále bylo nutné definovat vzorkovací periodu, která je v našem případě 0,05 s a specifikovat jaký řád modelu je požadován. Nakonec bylo nastaveno, že je požadován stabilní model, který začíná s nulovými počátečními podmínkami. Výsledkem jsou pak dva stavové modely (4. a 5. řádu – viz (5)). Zatímco 5-stavový model obsahuje přímo i rovnici výšky, u 4-stavového modelu není závislost výšky přímo identifikována jako součást modelu, nýbrž je dopočítávána pomocí rovnice (4). Pro ověření shody s měřenými daty byla odsimulována a zobrazena odezva obou získaných modelů, viz Obr. 6 [5].



Obr. 6: Porovnání odezev identifikovaných modelů 4. a 5. řádu s naměřenými daty

V případě získání modelu je důležité ověřit, zda má i očekávané dynamické vlastnosti. Ty se dají vyčíst z vlastních čísel systémové matice A identifikovaných systémů. Pro zjištění těchto

kořenů – pólů systému – byl použit příkaz *pzmap* v prostředí MATLAB, viz Obr. 7. V případě obou modelů jsou zde dva v podstatě totožné komplexně sdružené pólpáry, které reprezentují rychlé a pomalé – fugoidální kmity, které jsou pozorovatelné i v časových průbězích odpovídajících veličin na Obr. 6. U 5-stavového modelu je navíc přítomen jeden reálný kořen blízký počátku, jenž reprezentuje integraci [2], [5], [7].



Obr. 7: Rozložení pólů a nul získaného modelu

Identifikovaný model je dále nutné validovat i pro jiné signály než ten, ze kterého byl identifikován. Jelikož se pracuje s linearizovaným modelem, tak je důležité zvolit tyto signály tak, aby nezpůsobily příliš velké odchylky od výchozího rovnovážného stavu využitého při linearizaci. Použitými signály byly rampa a PRBS. Rampa je zde reprezentována jako signál, který začíná lineárním růstem do bodu, kde se na definovanou dobu ustálí a poté začne zpátky lineárně klesat. PRBS (Pseudo-Random Binary Signal) je tzv. pseudo-náhodná binární posloupnost, která je vytvořená pomocí posuvných N-bitových registrů (Linear-Feedback-Shift Register). Tento signál je díky svým vlastnostem často využíván právě pro identifikaci či validaci systémů [8].

Níže, na Obr. 8 a Obr. 9, jsou zobrazeny měřené a simulované průběhy stavových veličin pro validační signály typu PRBS a rampa. Z grafů je na první pohled patrný rozdíl v průběhu výšky mezi modely 4. a 5. řádu. Tento rozdíl je způsoben různým přístupem k výpočtu výšky a také přesností u určování počátečních podmínek. Data byla při zpracování nulována (průběhy začínají v nule) a zároveň se počítá s vyváženým letem, kde se předpokládá, že veškeré úhly spojené s podélným letem jsou nulové. Avšak dokonale vyváženého letu nelze dosáhnout. Takže při nulování dojde k zanedbání malých reálných hodnot úhlů, a tudíž ke ztrátě informace,

že letadlo už před vychýlením výškového kormidla stoupalo. Jelikož je výška vyhodnocována integrací, tak i takováto malá odchylka v počátečních podmínkách vede na poměrně značnou odchylku v celkové – integrované hodnotě [5]. Průběhy ostatních stavových veličin vykazují v obou případech validace poměrně dobrou shodu s měřenými daty. Vzhledem k výše diskutovanému problému s průběhem výšky se jako vhodnější jeví využití 4-stavového modelu s dopočtem výšky podle rovnice (3, resp. (4).



**Obr. 8: Validace signálem PRBS** 



Obr. 9: Validace signálem typu rampa

# 5 Závěr

Cílem tohoto příspěvku bylo ukázat způsob modelování a identifikace podélného letu letounu na základě využití dat měřených na leteckém simulátoru. Pro tyto účely byl nejprve stručně popsán model podélného letu, resp. standardně využívaná linearizovaná varianta modelu 4. a 5. řádu. Následně byl popsán proces sběru dat využitím leteckého simulátoru na UNOB vybaveného softwarem X-PLANE 10. Pro možnost generování definovaných signálů a zajištění opakovatelnosti měření bylo navrženo a realizováno zařízení na platformě Arduino Leonardo emulující výchylku kniplu. Nejprve byla změřena odezva na impulzovou změnu výchylky kniplu, z níž byly identifikovány modely 4. a 5. řádu. Dynamické vlastnosti obou modelů odpovídají parametrům, které udává odborná literatura. Následně byly oba modely validovány pomocí PRBS signálu a signálu typu rampa. V obou případech byla validace úspěšná, což poukazuje na platnost modelů pro danou situaci. Diskutován byl rovněž problém s výpočtem výšky. Na základě této diskuze byl jako optimální model vyhodnocen model 4. řádu s dopočtem výšky.

Prezentované poznatky budou v rámci navazujícího výzkumu dále verifikovány na základě dalších měření. Získané modely, a stejně tak i realizované zařízení – digitální knipl, pak budou využity pro simulační účely v souvislosti s analýzou modelů chování pilota.

# Literatura

- [1] JALOVECKÝ, R.: Palubní systémy řízení letu I., Univerzita obrany 2008,
- [2] FOSSEN, T. I.: Mathematical Models for Control of Aircraft and Satellites [online]. 3rd
- [3] ROBERTS, J.: Manuál k X-PLANE 10. [online]. 2015.
- [4] HEIRONIMUS, M.: Arduino Joystick Library. [online]. GitHub. 2008.
- [5] ZAVADIL, D.: Modelování a simulace řízení podélného letu letounu. Brno, 2024.
- [6] THE MATHWORKS, INC. MATLAB Help Center. [online]. 2023.
- [7] PETERS, M. a KONYAK, M. A.: The Engineering Analysis and Design of the Aircraft Dynamics Model. [online]. Atlantic City, 2012.
- [8] Linear Feedback Shift Registers [online]. Wayback Machine. 2001

# Dedikace

Tato publikace vznikla za podpory grantu číslo FEKT-S-23-8451 - "Výzkum pokročilých metod a technologií v oblasti kybernetiky, robotiky, umělé inteligence, automatizace a měření" financovaného z Interní grantové agentury Vysokého učení technického v Brně a Ministerstva obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS - Vedení operací ve vzdušném prostoru"

### Recyklácia termoplastov v 3D tlači: udržateľná cesta vpred

#### **Recycling of Thermoplastics in 3D Printing: A Sustainable Way Forward**

Jaroslav Kessler

Katedra leteckého inžinierstva Letecká fakulta TUKE, email: jaroslav.kessler@tuke.sk, Jozef Novotňák

Katedra leteckej technickej prípravy Letecká fakulta TUKE email: jozef.novotnak@tuke.sk, Karol Semrád

Katedra leteckého inžinierstva Letecká fakulta TUKE, email: karol.semrad@tuke.sk

Abstrakt: Rozmach 3D tlače spôsobil revolúciu vo výrobných možnostiach vo všetkých odvetviach a ponúka nevídanú flexibilitu, prispôsobivosť a v neposlednom rade efektivitu. Široké využitie termoplastických materiálov v procese rýchleho prototypovania však predstavuje významnú environmentálnu výzvu vzhľadom na množstvo jednotlivých prototypov a výsledné hromadenie plastového odpadu. Tento článok skúma potenciál recyklácie termoplastov v priemysle ako prostriedku na podporu udržateľných inovácií. Začlenením recyklovaných termoplastických materiálov do výrobného cyklu je možné znížiť množstvo odpadu. Článok sa zaoberá možnosťami recyklácie termoplastov a jej vplyvom na mechanické vlastnosti recyklovaných termoplastov. Keďže priemysel smeruje k udržateľnejším výrobným postupom, význam recyklovaných termoplastov nielen v priemysle 3D tlače bude kľúčom k vytvoreniu ekologickejšej a zodpovednejšej budúcnosti.

Klíčová slova: 3D tlač, thermoplastics, recyklácia, mechanické vlastnosti

**Abstract:** The boom in 3D printing has revolutionized manufacturing capabilities across all industries, offering unprecedented flexibility, adaptability and, last but not least, efficiency. However, the wide use of thermoplastic materials in the rapid prototyping process represents a significant environmental challenge due to the number of individual prototypes and the resulting accumulation of plastic waste. This article explores the potential of recycling thermoplastics in the industry as a means of promoting sustainable innovation. By integrating recycled thermoplastic materials into the production cycle, it is possible to reduce waste. The article deals with the possibilities of recycling thermoplastics and its influence on the mechanical properties of recycled thermoplastics. As the industry moves towards more sustainable manufacturing practices, the importance of recycled thermoplastics not only in the 3D printing industry will be key to creating a greener and more responsible future.

Keywords: 3D printing, thermoplastics, recycling, mechanical properties

## 1 Udržateľ nosť 3D tlačového procesu

Recyklácia termoplastických materiálov v procese aditívnej výrobe je kľúčovým faktorom k udržateľnosti rapid prototypingového procesu[1]. Počas tohto procesu sa vytvára veľké množstvo prototypov ktorých rozmery sa niekedy zmenia ešte pred dokončením výrobného procesu prototypu. Medzi výhody aditívnej výroby okrem rýchlosti výrobného procesu, taktiež úsporné využitie materiálu. V tomto článku bude pozornosť venovaná najmä technológii FDM ktorá spracováva termoplastický materiál v podobe plastového drôtu s priemerom 1,75mm. Táto technológia je jednou z najbežnejších a najdostupnejších tlačových metód vhodných pre rapid prototypovanie. [2, 3] Súčasný vývoj tejto technológie sa zameriava najmä na zvýšenie rýchlosti, a presnosti tlačového procesu. V súčasnosti sa rýchlosti tlačového procesu pohybujú na takmer 10 násobku oproti rýchlostiam z počiatočnej fáze tejto technológie. [2, 4] Tento fakt zo sebou prináša však aj zvýšenú spotrebu materiálu potrebného materiálu pre prototypovanie. Túto zvýšenú spotrebu je možné pripísať rôznym faktorom. [3, 5] Ako prvý je potrebné spomenúť spoľahlivosť tlače. pri vysokých rýchlostiach môže dôjsť k nekvalitnému spojeniu jednotlivých vrstiev a prototyp následne zlyhá pri testovaní. [9] V prípade takéhoto podozrenia je potrebné vyrobiť nový prototyp s upravenými parametrami tlače. Ako ďalší faktor je možné spomenúť pohodlnosť konštruktérov ktorý vďaka výrazne zrýchlenému času výroby majú tendenciu vyrábať viac prototypov na testovanie rozmerovej presnosti a funkčnosti jednotlivých častí modelu. [11, 12] Takto zvýšená spotreba materiálu sa negatívne odzrkadľuje na množstve odpadového materiálu. Tento materiál vo forme testovacích prototypov je potrebné recyklovať. Termoplastické materiály majú oproti ostatným výhodu v tom že pokiaľ nedôjde k ich poškodeniu vysokou teplotou je možné s nimi naďalej pracovať a pomocou tepelnej energie ich transformovať na akýkoľvek iný tvar. [13] Problém s recykláciou takéhoto materiálu je zabezpečenie dostatočne nízkej úrovne znečistenia recyklátu. [14, 15]

# 2 Recyklácia termoplastických materiálov

#### 2.1 Príprava recyklačného procesu

Ako prvé pri procese recyklácie je potrebné venovať pozornosť príprave komponentov určených na recykláciu. Pod prípravou komponentov je myslené odstránenie všetkých častí ktoré nie sú vyrobené z materiálu ktorý má byť recyklovaný ako príklad je možné uviesť mosadzné závitové vložky, matice a podobne. Ďalej je potrebné taktiež odstrániť pokiaľ je to možné iné termoplastické materiály v prípade že na výrobu bola použitá multimateriálová 3D

tlač. V prípade ak bolo na komponent aplikované mazivo v podobe olejov je potrebné ich zvyšky taktiež odstrániť. V prípade zanedbania prípravy komponentov pred recykláciou môže nastať znehodnotenie recyklovaného materiálu, prípadne nevratné poškodenie recyklačnej linky.

#### 2.2 Zabezpečenie požadovaných vlastností recyklovaného materiálu

Recyklačná linka sa skladá z viacerých komponentov. Prvý komponent v reťazci je drvič. Drvič slúži na vytvorenie polotovaru s podobnými vlastnosťami a rozmermi ako granulát čistého materiálu. Proces drvenia komponentov je častokrát potrebné vykonať vo viacerých iteráciách, nakoľko je bežné že cez medzery v drviacom ústrojenstve prekĺzne časť ktorá má neprípustné rozmery pre ďalšie kroky recyklácie. Recyklačný proces je znázornený pomocou blokovej schémy na obrázku 1. Ďalším krokom v recyklačnom procese je triedenie kde je potrebné odstrániť zle podrvené elementy od tých použiteľných. Počas procesu drvenia nevyhnutne stúpa teplota rotora aj statora drviča, je to spôsobené dvoma hlavnými faktormi. Prvým faktorom je samotná konštrukcia kde sa prenáša teplo od elektromotora na hriadeľ rotora a teplo z chladiča





elektrických komponentov na stator. Druhým je samotné trenie počas procesu drvenia komponentov. Teploty vo vnútri drviča dosahujú pri jeho dlhšej činnosti (viac ako 10 minút) hodnoty na hranici 50°C. Táto teplota spôsobuje menšie komplikácie počas procesu drvenia. Ohriate nadrvené elementy sa stávajú pružnými a vďaka tomu ich nože rotora dokážu pretlačiť bez potrebného drvenia. Z tohto dôvodu je praktickejšie veľké komponenty pred drvením rozbiť na menšie kusy. Po vytriedení je možné proces drvenia opakovať. Je však potrebné si uvedomiť že rovnako ako veľké kusy tak rovnako aj príliš malé kúsky spôsobia komplikácie v ďalšom kroku recyklačného procesu.

Tým je transformácia podrveného materiálu do podoby plastového vlákna. K tejto transformácii sa využíva extrúzny mechanizmus. Tento mechanizmus pracuje na rovnakom princípe ako extrúzny mechanizmus 3D tlačiarne, s tým rozdielom že vstupujúci polotovar je podrvený materiál. To znamená že podávací mechanizmus v tomto prípade nemôže byť vo forme prítlačných koliesok. V tomto prípade sa jedná o skrutkovicový mechanizmus ktorý posúva nadrvený materiál do predhriatej trysky. Tu môže vzniknúť otázka, prečo neprispôsobiť tlačovú hlavu priamo pre takýto typ materiálu? Odpoveď je pomerne jednoduchá a je to rýchlosť tlačového procesu. Konštrukcia trysky je v tomto prípade prispôsobená k potrebám prietoku s konštantnou rýchlosťou. K výhrevu slúžia dve výkonné výhrevné telesá vďaka ktorým je možné výrazne zväčšiť objem v oblasti tavenia. Z princípu činnosti tohto mechanizmu je teda zrejmé že ako vstupný materiál nie je možné použiť granulát s akýmkoľvek rozmerom. Pre zabezpečenie spoľahlivého chodu mechanizmu je potrebné vytriediť kúsky s vhodnými rozmermi. Rýchlosť exrúzie je potrebné zachovať konštantnú počas celej doby činnosti mechanizmu a to hneď z niekoľkých dôvodov. Hlavný dôvod predstavuje rozmerová presnosť výsledného plastického vlákna. Pre komerčne dostupné 3D tlačiarne je potrebné vyrobiť materiál s konštantným priemerom 1.75mm K tomuto priemeru je samozrejme potrebné pripočítať výrobnú toleranciu ktorá v prípade recyklovaného materiálu nesmie prekročiť hodnotu ±0.05mm. Niektorý výrobcovia materiálov vyrábaných z granulátu dosahujú toleranciu na úrovni ±0.02mm. Meranie a reguláciu rozmerov vykonáva špeciálne navíjacie zariadenie. Toto zariadenie má na vstupe dve podávacie kolesá ktoré vyťahujú extrudované vlákno z trysky a úpravou rýchlosti ich otáčok sa reguluje výsledný priemer vlákna. Termoplastické vlákno je následne navíjané na bubon na ktorom bolo navinuté aj pôvodné vlákno čistého materiálu. V súčasnosti vyrábané recyklované vlákna dosahujú požadovanú presnosť čomu odpovedajú aj rozmery vytlačených vzoriek.

### **3** Experimentálne meranie

Pre overenie mechanických vlastností bola použitá norma ISO 75-1 pomocou ktorej je možné určiť Heat deflection Temperature (HDT). Pomocou tohto testu je možné jednoducho a rýchlo vyhodnotiť kvalitu recyklovaného materiálu. Vzorky potrebné pre tento test majú jednoduchý kvádrový tvar s rozmermi v milimetroch zobrazenými na obrázku 2.Vzorka bola navrhnutá pomocou parametrického softvéru Creo Parametric 9.0. Tolerancia rozmerov vzorky má rovnakú hodnotu pre šírku aj dĺžku vzorky ±0.2mm a v prípade dĺžky je sú to ±2mm. Na prvý pohľad sa môže tolerancia ±2mm zdať ako pomerne veľká, avšak vzhľadom na princíp testu, kde test prebieha na dvoch podperách je táto tolerancia určená k zabezpečeniu vzorky proti pádu pri jej deformácii.



Obr. 2: Vzorka s rozmermy podľa štandardu ISO 75-1

meracieho zariadenia a senzorov.

Test prebieha pri konštantnom zaťažení a mení sa teplota okolia vzorky. Po prekročení kritickej teploty sa vzorka začne výrazne deformovať čo zaznamená zariadenie na meranie deformácie. Pre riadenie merania bol použitý mikrokontrolér Nucleo-G474RE. Ako merač okolitej teploty bol použitý senzor DFROBOT SEN 0227. Tento senzor je schopný presne merať teploty v širokom rozsahu -40 °C až 125 °C a dokáže detegovať úrovne vlhkosti v rozsahu od 0 % do 100 % relatívnej vlhkosti (RH). Výrobca snímača zaručuje vysokú presnosť merania teploty s presnosťou ±0,3 °C a odčítaním vlhkosti v rozmedzí ±3 %. [6] Tieto špecifikácie zaisťujú spoľahlivé získavanie údajov, vďaka čomu je senzor kľúčovou súčasťou pri monitorovaní a riadení podmienok prostredia v tepelnej komore. Ako médium pre prenos tepla bol zvolený vzduch, nakoľko meranie v inej kvapaline by si vyžadovalo zásadnú úpravu



Obr. 3: Principálne zobrazenie meracieho reťazca

Testovacie vzorky boli vyrobené z materiálu PLA a materiálu PET-G. Tieto dve materiáli sú najčastejšie používanými materiálmi pre výrobu nie len prototypov bezpilotných lietajúcich prostriedkov (UAV) ale taktiež si našli uplatnenie aj v iných odvetviach ako je kozmický priemysel, dopravníkové systémy, systémy zabezpečovania objektov a množstvo ďalších. Výroba vzoriek bola vykonaná tlačiarni vlastnej konštrukcie ktorá využíva komerčný systém extrudéra E3D Hemera pre čo najlepšiu možnosť integrácie tohto materiálu do komerčne dostupných 3D tlačiarní využívajúcich FDM technológiu. Obe sady vzoriek pozostávajú z troch kompozícií čistého materiálu a recyklátu. Kompozícia 1 reprezentuje 100% podiel recyklátu, kompozícia 2 reprezentuje 50% podiel recyklátu a tretia kompozícia reprezentuje čistý materiál pre porovnanie vlastností recyklovaného materiálu. Tlačový profil použitý na výrobu obidvoch sád vzoriek bol zvolený rovnaký pre umožnenie vzájomného porovnania. Takéto testovanie taktiež vykonáva výrobca čistého materiálu ktorý dodáva zákazníkom. Výsledky tohto testu taktiež ukážu správnosť nastavenia 3D tlačiarne a teplotného profilu pre zvolený materiál. Priemer trysky bol zvolený 0.4mm pretože s jedná o najpoužívanejší priemer trysky v UAV odvetví a taktiež je možné pomocou neho otestovať homogenitu termoplastického vlákna. Výška vrstvy bola zvolená pre prvú vrstvu 0.1mm a ostatné 0.3mm. táto voľba bola nevyhnutná s ohľadom na dosiahnutie najlepších rozmerových vlastností vzhľadom na výšku vzorky 4mm. V tomto prípade je síce prípustná tolerancia 0.2mm ktorá by umožnila použitie štandardného tlačového profilu, avšak v tom prípade by vzorky dosahovali hraničné hodnoty prípustné normou. To by mohlo viesť k nereprezentatívnym výsledkom vzhľadom na nepresnosti spôsobené výrobným procesom.



Obr. 4: Simulácia tlačového procesu

V tabuľke 1 sú znázornené výsledky merania pre obe sady vzoriek a ich kompozícií. V prvom stĺpci je znázornená teplota trysky, v druhom teplota tlačovej podložky, v treťom teplota HDT a v poslednom stĺpci je zobrazená teplota skelného prechodu. Teplota skelného prechodu nie je pre praktické využitie v UAV technike veľmi podstatná, avšak je kľúčová pre správne nastavenie tlačového profilu. Po prekročení tejto teploty materiál stráca tvarovú stabilitu a steny výtlačku sa začnú pod svojou vlastnou váhou deformovať. Tento jav negatívne vplýva najmä na komponenty ktoré majú malé rozmery a k ich ohrevu významne prispieva okrem tlačovej podložky aj sálavé teplo od výhrevnej sústavy trysky. Softvér ktorý vytvára G-kód pre pohyby tlačovej hlavy vie na základe vstupu operátora upraviť trasovanie tak aby k tomuto prehrievaniu nedochádzalo.

	Mechanické vlastnosti				
	Teplota trysky [°C]	Teplota podložky [°C]	HDT [°C]	Teplota skel. prechodu [°C]	
PET-G kompozícia 1	230	65	80.3	88.7	
PET-G kompozícia 2	230	65	82.6	90.1	
PET-G kompozícia 3	230	65	84.9	92.2	
PLA kompozícia 1	215	50	64.7	70.1	
PLA kompozícia 2	215	50	68.8	71.9	
PLA kompozícia 3	215	50	69.6	73.1	

Tab. 1: Výsledky experimentálneho merania

Pre praktické použitie v leteckej technike je potrebné poznať hlavne parameter HDT. Nakoľko v prevádzke by komponent za žiadnych okolností nemal prekročiť túto hodnotu. Po prekročení tejto teploty v prevádzke nastane výrazná deformácia. Pre je potrebné tento parameter zohľadniť už pri návrhu konštrukcie UAV prostriedku. Výsledné hodnoty HDT kompozície 3 v oboch prípadoch odpovedajú parametrom ktoré udáva aj výrobca. V prípade kompozícií 1 a 2 je možné vidieť mierny pokles v oboch parametroch HDT aj teplote skelného prechodu.

# 4 Záver

Experimentálne hodnotenie v rámci tejto práce ukázalo, že ak sú termoplasty správne pripravené na recykláciu, zachovávajú si svoju pevnosť a odolnosť. Výsledky experimentálneho merania ukázali, že zníženie teplotnej odolnosti recyklovaného materiálu v porovnaní s novým je relatívne vysoké, ale s ďalšou optimalizáciou recyklačného procesu je možné sa ešte viac priblížiť k pôvodným vlastnostiam. Najhoršie vlastnosti má zloženie so 100 % recyklovaného materiálu. V porovnaní s pôvodným materiálom PET-G má nižšie HDT o

približne 8 °C. Materiál PLA má lepšie HDP vlastnosti, v porovnaní čistého a recyklovaného materiálu. Konkrétne sa jedná o rozdiel 4,9 °C. Tento lepší výsledok môže byť spôsobený nižšou teplotou spracovania pri oboch procesoch. Takéto hodnoty umožňujú aplikáciu týchto materiálov při protypovaní v leteckom alebo dokonca vesmírnom priemysle, kde je výkonnosť materiálu kľúčová. Schopnosť opätovne využiť odpadové materiály na výrobu kvalitného filamentu nielenže podporuje obehové hospodárstvo, ale tiež otvára nové príležitosti pre inovácie v 3D tlačovej technológii. Keď sa výrobný priemysel stretáva s výzvami udržateľnosti a efektívnosti zdrojov, úloha recyklácie termoplastov sa stáva čoraz dôležitejšou. Prispôsobenie týchto postupov nielenže pomôže znížiť environmentálny dopad výroby, ale tiež posunie priemysel smerom k zodpovednému a ekologickému prístupu. Budúcnosť 3D tlače a procesu rýchlej prototypizácie spočíva v schopnosti vyvážiť technologický pokrok s ochranou životného prostredia.

# Literatúra

- LATKO-DURAŁEK, Paulina, et al. Mechanical properties of PETG fibres and their usage in carbon fibres/epoxy composite laminates. *Fibres & Textiles in Eastern Europe*, 2018, 2 (128: 61-65.
- [2] SIDDIQUE, Shakib Hyder, et al. Lessons from nature: 3D printed bio-inspired porous structures for impact energy absorption–A review. Additive Manufacturing, 2022, 58: 103051.
- [3] HLAVÁČIKOVÁ, Slávka, et al. The possibility of using the regranulate of a biodegradable polymer blend based on polylactic acid and polyhydroxybutyrate in FDM 3D printing technology. Results in Materials, 2024, 21: 100511.
- [4] LISIECKI, Manon, et al. Mechanical recycling of printed flexible plastic packaging: The role of binders and pigments. Journal of Hazardous Materials, 2024, 472: 134375.
- [5] REITER, Martin, et al. Comparing the mechanical properties of additively manufactured post-consumer polypropylene to injection molded specimens. Materials Today: Proceedings, 2022, 70: 55-60.
- [6] NOVOTŇÁK, Jozef, et al. Analysis of Static Characteristics of the Sensory Part of the UAV Parameters Measurement System. In: 2024 New Trends in Civil Aviation (NTCA). IEEE, 2024. p. 153-157.
- [7] KESSLER, J., et al. Application and mechanical properties of thermoplastic polymers for the additive manufacturing of transportation systems. Metalurgija, 2023, 62.3-4: 375-378.
- [8] CAPPELLETTI, Chantal; BATTISTINI, Simone; MALPHRUS, Benjamin K. (ed.). Cubesat handbook: From mission design to operations. Academic Press, 2020.
- [9] GIBSON, Ian, et al. Additive manufacturing technologies. Cham, Switzerland: Springer, 2021.
- [10] GIBSON, Ian, et al. Design for additive manufacturing. Additive manufacturing technologies, 2021, 555-607.

- [11] LAŠŠÁK, Miroslav, et al. Small UAV Camera Gimbal Stabilization Using Digital Filters and Enhanced Control Algorithms for Aerial Survey and Monitoring. Acta Montanistica Slovaca, 2020, 25.1.
- [12] RIGON, D.; RICOTTA, M.; MENEGHETTI, G. A literature survey on structural integrity of 3D printed virgin and recycled ABS and PP compounds. Procedia Structural Integrity, 2020, 28: 1655-1663.
- [13] KHALID, Muhammad Yasir, et al. Recent trends in recycling and reusing techniques of different plastic polymers and their composite materials. Sustainable Materials and Technologies, 2022, 31: e00382.
- [14] ARYAN, Venkat, et al. Valorisation of polylactic acid (PLA) waste: A comparative life cycle assessment of various solvent-based chemical recycling technologies. Resources, conservation and recycling, 2021, 172: 105670.
- [15] VASCO, Joel C. Additive manufacturing for the automotive industry. In: Additive Manufacturing. Elsevier, 2021. p. 505-530.

# Dedikace

Tento výskum bol podporený projektmi VEGA 1/0101/22 a VEGA 1/0350/24; projektom KEGA 045TUKE-4/2022, Agentúrou na podporu výskumu a vývoja, čísla grantov APVV-18-0248 a Výskumnou agentúrou ITMS 2014+ kódové čísla 313011T557 a 313011AUP1, spolufinancované Európskym fondom regionálneho rozvoja v rámci Operačný program Integrovaná infraštruktúra.

Jan Klesa

Ústav letadlové techniky FS ČVUT, Karlovo náměstí 13, 121 35 Praha 2 email: jan.klesa@cvut.cz

**Abstrakt:** Aerodynamický návrh vrtule pro pohon letounů a rotoru multikoptéry (vrtulníku) jsou úlohy, které mají mnoho společného a přesto jsou vlastně dosti odlišné. Tento článek se zabývá analýzou jednotlivých postupů pro aerodynamický návrh vrtule a jejich porovnáním s tradičními metodami návrhu rotoru multikoptéry (vrtulníku).

Klíčová slova: Aerodynamika, vrtule, nosný rotor vrtulníku, aerodynamický návrh

**Abstract:** Aerodynamic design of propellers and multicopter (helicopter) rotor have many common features, but also many differences. This paper is focused on the analysis of various methods for propeller design and their comparison with classical methods for multicopter (helicopter) rotor design.

Keywords: Aerodynamics, propeller, helicopter rotor, aerodynamic design

# 1 Úvod a motivace

Jedním z nejdůležitějších typů bezpilotních letounů současnosti je multikoptéra. Staví se v různých velikostech od kapesních o váze gramů nebo desítek gramů až po velké stroje vážící stovky kilogramů. Pro jejich stavbu se často používají upravené nebo neupravené letadlové vrtule. To s sebou přináší některá omezení, která jsou dále analyzována v tomto článku.

# 2 Aerodynamický návrh vrtule

Od počátku vývoje letectví bylo vytvořeno velké množství postupů a přístupů k aerodynamickému návrhu vrtule pro letouny. Vždy se vychází z optimalizace vrtule pro daný letový režim, tj. pro nenulovou rychlost letu. První teorie optimální vrtule byla vytvořena Betzem [1], který za pomoci variačního počtu našel optimální rozložení vztlaku (cirkulace) na vrtule pro dosažení minimálního indukovaného výkonu. V příloze k tomuto článku bylo uvedeno odvození tzv. Prandtlovy ztrátové funkce, která se často používá pro popis vlivu prostorového proudění na vrtuli. Zjednodušení použitá při jejím odvození vedou v některých

případech k znatelné odchylce, přesto je pro svoji jednoduchost velice oblíbená a použitelná pro velkou část běžných aplikací. Další zpřesnění Betzovy teorie odvodil Goldstein [2]. Jeho postup je mnohem náročnější na aplikaci, proto se často používá interpolace z tabulky hodnot (lze najít např v [3] a [4]). Rychlá a jednoduchá metody vycházející z Betze a Prandtla byla popsána Larrabeem [5]. Všechny tyto metody ale neumožňují zachytit vliv vazkosti (profilového odporu) na optimální rozložení vztlaku na vrtuli. Tento nedostatek odstraňují metody přímo založené na řešení variační úlohy, např. [6] nebo [7].

### 3 Aerodynamický návrh rotoru multikoptéry

Návrh rotoru multikoptéry je a jeho analýza představuje mnohem složitější problém než v případě vrtule, protože multikoptéra musí být schopna visu i dopředného letu. V klasických učebnicích aerodynamika vrtuníků (např. [8-10]) jsou popsány různé metody pro návrh rotorů pro vis a požadavky pro dopředný let. Na obr. 1 – 4 jsou prezentovány výsledky návrhu rotoru pro malou multikoptéru s použitím jednoduché metody návrhu rotoru ve visu. Na obr. 1 a 2 je znázorněn vliv zúžení lichoběžníkového listu na potřebný výkon (respektive součinitel výkonu c<sub>P</sub>) a účinnost rotoru FM. Vyšší zúžení vede k vyšší účinnosti, ale zároveň vede k vyššímu úhlu nastavení listu u kořene (obr. 3) a k větší tětivě listu u kořene (obr. 4). To způsobuje vysoký odpor při dopředném letu a vede k výraznému omezení dopředné rychlosti letu.



Obr. 1: Závislost součinitele výkonu c<sub>P</sub> na zúžení lichoběžníkového listu



Obr. 2: Závislost účinnosti rotoru FM na zúžení lichoběžníkového listu



Obr. 3: Porovnání průběhu zkroucení rotoru β pro různé půdorysné tvary listů



Obr. 4: Porovnání průběhu plnosti rotoru σ pro různé půdorysné tvary listů

### 4 Závěr

Aerodynamický návrh rotorů multikoptér představuje komplexní úlohu. Přímé použití postupů pro návrh vrtulí je problematické z několika důvodů. Při návrhu vrtule se při běžných postupech uvažuje nenulová rychlost letu, což vede k problémům při aplikaci těchto postupů na rotor ve visu. Zkroucení vrtulového listu je pro většinu návrhových metod blízké hyperbole, což vede k velkému úhlu zkroucení listu u kořene a tím dochází i ke zvýšení odporu kořene listu při dopředném letu. Pro návrh rotoru multikoptéry s požadovanou vyšší rychlostí dopředného letu nebo s požadavkem na vyšší účinnost rotoru FM je potřeba tedy použít metody odvozené od aerodynamického návrhu rotoru vrtulníku.

### Literatura

- [1] BETZ, A.: Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Götingen, Göttinger Nachrichten, 1919, str. 193-217.
- [2] GOLDSTEIN, S.: On the Vortex Theory of Screw Propellers. London, Proc. of the Royal Society (A), Vol. 123, 1929, str. 440-465.
- [3] WALD, Q. R.: Aerodynamics of Propellers; Progress in Aerospace Sciences, Vol. 42, 2006, str. 85-128.
- [4] TIBERY, C. L., WRENCH, J. W.: Tables of the Goldstein Factor. Report 1534, Applied Mathematics Laboratory, David Taylor Model Basin, 1964.
- [5] LARRABEE, E. E.: Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers. SAE Paper 790585, 1979.

- [6] BROŽ, V.: Aerodynamický návrh vrtulového listu s vysokou účinností. Praha, Zpravodaj VZLÚ, č. 5, 1966, str. 21-31.
- [7] DRELA, M.: QPROP Formulation. Boston, MA, MIT, 2006, 14 s.
- [8] LEISHMAN, J. G.: Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge, 2006, xxxvii + 826 s.
- [9] JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. Cambridge, 2013, xix + 927 s.
- [10] van der WALL, B. G.: Grundlagen der Hubschrauber-Aerodynamik. Berlin Heidelberg, Springer, 2015, xxvii + 434 s.

# Pozemní frekvenční zkoušky letadel Ground vibration testing of an airplanes

#### Aleš Kratochvíl

ČVUT v Praze, Fakulta Strojní, Ústav letadlové techniky, email: <u>ales.kratochvil@cvut.cz</u>, Jakub Valenta

ČVUT v Praze, Fakulta Strojní, Ústav letadlové techniky, email: jakub.valenta@cvut.cz,

**Abstrakt:** Článek popisuje provádění pozemní frekvenční zkoušky ultra-lehkých letadel a větroňů, získání přenosové funkce a určení modálních parametrů. Dále se věnuje praktické realizaci zkoušky a je prezentována ukázka naměřených modálních parametrů pro typické letadlo kategorie ultra-light.

Klíčová slova: pozemní frekvenční zkouška, letadlo,

**Abstract:** The article describes conducting a ground frequency test of ultra-light aircraft and gliders, obtaining the transfer function and determining the modal parameters. Furthermore, the practical implementation of the test is addressed and an example of the measured modal parameters for a typical ultra-light category aircraft is presented.

Keywords: ground vibration test, airplane

# 1 Úvod do problematiky

Podstatou pozemní frekvenční zkoušky je experimentální stanovení modálních parametrů letadla tj.:

- Vlastní frekvence
- Vlastní tvar kmitání
- Konstrukční tlumení
- Zobecněná hmotnost

Modální parametry letadla jsou zásadní pro naladění dynamické podobnosti matematického modelu konkrétního letadla. Na dynamicky podobném modelu lze provádět simulace letové nebo pozemní dynamické odezvy letounu, případně aeroelastické analýzy pro určení kritické rychlosti flutteru, torzní divergence a reverzace řízení. Dále je možné dynamický model využít pro simulaci aktivního tlumení flutteru nebo dynamické odezvy. Pozemní frekvenční zkoušky jsou součástí certifikačního procesu letounu a provádějí se až v samém závěru certifikace. Jedná se o nedestruktivní zkoušku. Letadlo musí být ve finální typové konfiguraci schopné letu

a všechny tuhosti i hmotnosti musí být na letounu přítomny. Absenci těch prvků konstrukce, které neovlivňují tuhost konstrukce, lze simulovat umělou hmotností, resp. závažím, umístěným v pozici těžiště daného prvku. Obvykle to bývá přístrojové vybavení v kokpitu, vlečné zařízení nebo hmotnost pilota. Vliv paliva nelze simulovat náhradní hmotností (např. pytle s pískem) jelikož kapalina má odlišné dynamické vlastnosti od pevné nebo sypké hmoty (tzv. šplouchání).



Obr. 1: Schéma pozemní frekvenční zkoušky

### 2 Princip pozemní frekvenční zkoušky

Pozemní frekvenční zkouška je schematicky naznačena na obr.1. Zkouška je realizována vybuzením určitého vlastního tvaru kmitání letounu v daném frekvenčním rozsahu, pomocí elektromagnetických budičů osazených piezoelektrickými snímači síly. Dále je na konstrukci letadla měřena odezva pomocí piezoelektrických akcelerometrů. Jedná se tedy o případ vynuceného kmitání, které lze popsat rovnicí (1).

$$M\ddot{x} + B\dot{x} + Kx = F \tag{1}$$

Kde F je budící síla ve tvaru

$$F = \hat{F}e^{i\omega t} \tag{2}$$

a x je odezva konstrukce ve tvaru

$$x = \hat{\mathbf{x}} e^{i(\omega t - \varphi)} \tag{3}$$

 $\omega$  je frekvence, t je čas a  $\varphi$  je fázové zpoždění odezvy za budící silou. Prvky M, B, K reprezentují strukturální matice hmotnosti, tlumení a tuhosti. Z rovnice (1) lze odvodit tzv. frekvenční přenosovou funkci FRF (2), která je definována jako poměr mezi výstupem  $\ddot{X}$  tj. měřeným zrychlením a vstupem F tj. budící silou.

$$FRF = \frac{\ddot{x}}{F} \tag{4}$$

Získání FRF je předmětem zájmu v rámci pozemní frekvenční zkoušky a z této funkce se vyhodnocují modální parametry. Pokud se frekvence buzení dostane do blízkosti rezonance tak pro velmi malé budíc síly nastává a velká odezva konstrukce, proto je vhodné použít FRF Typu 2 (5) která má tu vlastnost, že odstraní šum na vstupu, daný velmi malou budící silou.

$$FRF = \frac{\ddot{X}\,\ddot{X}^*}{F^*F} \tag{5}$$

Horní index \* značí komplexně sdružený vektor měřené veličiny. Jelikož je měření prováděno v časové doméně tak je každá měřená veličina zpracována pomocí rychlé Fourieriho transformace FFT, pro převedení do frekvenční domény. Pro potřeby FFT musí být časový signál periodický, tj. musí začínat a končit v nule, aby nedošlo k antialiasingu během FFT. Pro tyto účely se časový signál měřené veličiny rozdělí na předem definovaný počet bloků. Každý blok se vynásobí zvolenou hladkou a spojitou funkcí okénka, které zajistí že na začátku a na konci bloku bude hodnota signálu nulová. Jednotlivé bloky pak mohou být následně zpracovány pomocí FFT. Aby nedošlo ke ztrátě dat během okénkování, tak se jednotlivé bloky překrývají. Hodnoty měřené veličiny, které se ve frekvenční doméně díky zvolenému postupu překrývají, jsou následně zprůměrovány. Budící rozsah je vhodné změřit vícekrát, aby došlo k zprůměrování náhodných signálů, které nesouvisí s měřením.

Takto získaná přenosová funkce je komplexní, ukázka naměřené FRF je uvedena na obr. 2 a3. Z přenosové funkce lze určit potřebné modální parametry konstrukce následovně:

 Vlastní frekvence - V místě kde reálná část přenosové funkce má nulovou hodnotu a zároveň imaginární část má lokální extrém. Také se zde současně nalézá lokální maximum magnitudy přenosové funkce a fázový posun má 90°.

- Vlastní tvar kmitání Amplituda odezvy snímače odpovídá magnitudě přenosové funkce. Z fázového posunu FRF lze pak určit zdali je směr shodný s orientací snímače (kladný fázový posun) nebo opačný (záporný fázový posun).
- Konstrukční tlumení Metodou Half-power point lze z FRF určit tlumení konstrukce pro danou vlastní frekvenci ve formě poměrného útlumu ξ následovně (viz. obr.2):

$$\xi = \frac{\omega_{\rm b} - \omega_{\rm a}}{2\omega} \tag{6}$$

 Zobecněná hmotnost – Metodou Komplexního výkonu lze ručit zobecněnou hmotnost M<sub>r</sub> pro rezonanční frekvenci ω<sub>r</sub> následovně:

$$M_r = -\frac{1}{\omega_r^2} \left( \frac{d \, Im(W)}{d\omega} \right) \tag{7}$$

Kde Im(W) je imaginární část komplexního výkonu který je definované jako součin všech budících sil F působících na letadlo a rychlostí  $\dot{x}$  v místě buzení konstrukce

$$W = \frac{1}{2} F^T \dot{x} = \frac{1}{2} [F_1, F_2 \dots F_n]^T [\dot{x}_1, \dot{x}_2 \dots \dot{x}_n]$$
(8)



Obr. 2: Magnituda přenosové funkce

Obr. 3: Reálná a imaginární část přenosové funkce

### 3 Praktická realizace a měřící aparatura

Před vlastní zkouškou je třeba letoun uvolnit ve všech 6-ti stupních volnosti, viz obr.4. Vlastní frekvence odpružení by měla být o řád menší než nejnižší vlastní frekvence letounu, akceptovat lze ještě <sup>1</sup>/<sub>3</sub>-novou frekvenci odpružení, <sup>1</sup>/<sub>2</sub> je už na hraně. Odpružení se provádí umístěním

letounu na nafukovací vaky v kombinaci s upuštěním tlaku v pneumatice. Vhodnější, zato pracnější je pak zavěšení letounu na odpružený rám. Kde lze pomocí vhodné kombinace pružin naladit vlastní frekvenci odpružení na požadovanou hodnotu.

Na letoun se dále umístí snímače zrychlení. Měřící síť snímačů, viz. obr.5, obvykle tvoří 70-120 měřících bodů. Ve většině bodů je třeba měřit více než jeden stupeň volnosti. Dostatečná hustota měřící sítě je zásadní, jelikož v opačném případě může dojít k fatální chybě v rámci identifikace vlastního tvaru kmitání. Před vlastním měřením se ještě kalibruje citlivost každého snímače ručním kalibrátorem, který zatíží snímač nominálním zatížením. Vstupní napětí snímače se pak upraví tak aby výstupní náboj odpovídal nominálnímu zatížení od kalibrátoru. Kalibrace každého snímače je zásadní, vzhledem k různé impedanci jednotlivých propojovacích kabelů snímače.



Obr. 4: Pozemní frekvenční zkouška



#### Obr. 5: Vizualizace měřící sítě

Elektromagnetické budiče osazené siloměrem vybudí kmitání konstrukce dle zvolené budící funkce. Umístění budičů musí být takové, aby na letadle vybudily požadovaný vlastní tvar kmitání. V případě umístění budiče do uzlového bodu (tj. bod kde nastává nulová deformace) nebude příslušný vlastní tvar vybuzena, a tedy ani identifikován. Proto je žádoucí provést kontrolu umístěním budiče, změnou pozice budiče po rozpětí konstrukce a opakováním procedury. Minimální počet potřebných budičů jsou dva, ale složitější módy vyžadují pro kvalitní nebo identifikovatelné vybuzení čtyři a více budičů.

Naměřená data jsou zpracovávána v měřící ústředně tzv. Front-end kde dochází k digitálnímu zpracování analogového signálu pomocí A/D převodníku a dále filtrování stejnosměrné složky signálu a signálu který je mimo měřící rozsah front-endu. Vzorkovací frekvence se v rámci pozemních frekvenčních zkoušek pohybuje v řádu  $10^{-2} \div 10^{-3}$  Hz, vyšší hodnoty jsou pro málo

tlumené soustavy, jakými je letadlo nevhodné. Digitální data jsou dále zpracována v PC specializovaným softwarem, ve kterém se provádí okénkování, rychlá fourieriho transformace, výpočet FRF a vyhodnocení modálních parametrů.

Během měření je třeba se vyvarovat hlasitým zvukovým rázům např. broušení, rázy kladivem, pneumatické nýtování, které se šíří prostředím a citlivé akcelerometry je tak zaznamenávají a ovlivňují tím naměřená data. Dalším negativním prvkem, který ovlivňuje měření je i slabý poryv větru/průvan který snadno rozhoupe letadlo zavěšené letadlo.

Buzení kormidel není vhodné provádět dle metodiky [5] tj. při fixaci pevné plochy, jelikož tato fixace výrazně mění vlastní frekvence a vlastní tvary kmitání kormidlových módů. Během buzení směrového kormidla je žádoucí mít příďový podvozek volně ve vzduchu, jelikož je spojen s trasou řízení a při použití odpružení letounu které je zároveň v kontaktu s přední podvozkovou nohou dojde k umělému navýšení vlastní frekvence.

Vliv pilota na modální parametry kormidel není simulován, ale jsou řešeny dvě extrémní okrajové podmínky – volné a blokované řízení. V rámci buzení kormidel a trimovacích plošek je třeba odečíst připojovací hmotnost budiče od naměřené vlastní frekvence.



Obr. 6: Vlastní tvar kmitání – 1. Symetrický ohyb křídla

# 4 Naměřené modální parametry

Ukázku naměřených modálních parametrů typického představitele kategorie ultra-lehkých letadel shrnuje tabulka 1. Jedná se o letoun ALTO NG, celokovové konstrukce pro dvě osoby s maximální vzletovou hmotností 600 [kg] a rozpětím křídla 8,1 [m]. Ukázka vlastního tvaru kmitání je pak na obr.6.

Mód	Vlastní frekvence f [Hz]	Tlumení ξ[%]	Zobecněná hmotnost M <sub>r</sub> [kg.m <sup>2</sup> ]	Vlastní tvar kmitání	
1.	8,1	9,9	1.3	1. Antisymetrická rotace křidélek	
2.	9,3	2,6	7.0	Symetrická rotace výškového kormidla	
3.	11,4	2,8	18.4	1. Symetrický ohyb křídla	
4.	12,7	3,5	12.1	1. Vertikální ohyb trupu	
5.	14,3	0,7	8.4	1. Torze trupu	
6.	15,5	1,3	131.9	Vertikální ohyb motorového lože	
7.	16,3	2,6	121.4	Antisymetrický předozadní ohyb křídla	
8.	16,2	7,5	0.6	2. Antisymetrická rotace křidélek	
9	19,0	13,5	0.5	1. Rotace směrového kormidla	
10.	19,0	1,0	5.0	1. Stranový ohyb trupu	
11.	19,2	2,0	0.6	Antisymetrická rotace výškového kormidla	
12.	24,4	1,9	12.7	Symetrický ohyb stabilizátoru	
13.	26,4	3,1	37.5	1. Antisymetrický ohyb křídla	
14.	29,2	3,4	0.4	1. Symetrická rotace křidélek	
15.	31,7	1,0	3.9	Antisymetrický předozadní ohyb stabilizátoru	
16.	32,4	3,3	65.0	Symetrický předozadní ohyb křídla	
17.	41,7	1,6	7.5	2. Stranový ohyb trupu	
18.	43,5	1,1	36.4	2. Vertikální ohyb trupu	
19.	43,6	7,3	1.4	1. Antisymetrická rotace klapky	
20.	44,0	6,5	1.7	1. Symetrická rotace klapky	
21.	46,2	1,0	2.7	2. Rotace směrového kormidla	
22.	47,2	5,0	0.1	Rotace trimovací plošky křidélka	
23.	55,6	2,8	17.2	1. Antisymetrická torze křídla	
24.	55,9	1,5	21.8	1. Symetrická torze křídla	
25.	60,0	0,6	94.1	2. Symetrický ohyb křídla	
26.	64,5	2,8	0.2	Symetrická rotace trimovací plošky výškového kormidla	
27.	65,4	2,3	0.3	Antisymetrická rotace trimovací plošky výškového kormidla	
28.	66,7	1,4	1.1	3. Antisymetrická rotace křidélek	
29.	66,8	1,1	1.0	2. Symetrická rotace křidélek	
30.	70,3	0,7	0.04	1. Rotace trimovací plošky směrového kormidla	
31.	76,7	1,7	0.9	2. Symetrická rotace klapky	
32.	77,0	1,8	0.7	2. Antisymetrická rotace klapky	
33.	78,1	0,8	11.6	2. Symetrický ohyb stabilizátoru	
34.	84,8	0,3	0.58	2. Rotace trimovací plošky směrového kormidla	
35.	86,3	0,6	57.0	2. Antisymetrický ohyb křídla	

Tab. 1: Naměřené modální parametry letounu ALTO NG pro lehkou hmotovou konfiguraci letounu, volné řízení s odpojeným servopohonem autopilota

# 5 Závěr

V rámci pozemních frekvenčních zkoušek se obvykle měří dvě hmotové konfigurace letadla, lehká a těžká. Dále je třeba se zaměřit i na nelinearity v naměřené vlastní frekvenci které jsou výrazné především u kinematických mechanizmů, tj. kormidlo a trasa řízení. Typický frekvenční rozsah zájmu se u letadel pohybuje od 2 do 100 Hz. Dále je vhodné proměřit různé hmotové konfigurace kormidel které jsou totiž velmi citlivá na změnu závěsového momentu vlivem výrobních a provozních tolerancí. Změnu frekvence v závislosti na změně hmotnosti lze sice řešit analyticky, ale výpočtové modely pro tak komplexní tělesa jako letadlo, nejsou příliš přesné, na rozdíl od měření.

Časová náročnost pozemní frekvenční zkoušky je 1 týden na přípravu, 2-3 týdny vlastní měření a 4-5 týdnů pro vyhodnocení. V rámci pozemní frekvenční zkoušky se obvykle provádí i experimentální měření hmotových charakteristik jednotlivých konstrukčních celků pro potřeby flutterové analýzy. Měřící aparatura je transportovatelná a je tak možné realizovat měření v prostorách výrobce.

Na základě zkušeností autorů s realizací 41 pozemních frekvenčních zkoušek letadel lze konstatovat že nejnižší vlastní frekvence pevné plochy ultra-lehkých letadel začínají okolo 10Hz, ale u větroňů klesá až ke 2Hz.

# Literatura

- [1] KRATOCHVÍL A., SLAVÍK S., VALNETA, J.: Flutter analysis of Alto 912TG airplane. Praha, ČVUT v Praze, 2023, 134str., TZP/ULT/4/2022.
- [2] WRIGHT, Jan R. a COOPER, Jonathan E. Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. AIAA education series. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, c2007. ISBN 978-1-56347-935-9.
- [3] Weigl K., Slavík S., Kostroun T.: Industrial measurements of Frequency Characteristics of Small Sport Aircraft, Czech Aerospace Proceedings (Journal for Czech Aerospace Research), Czech Aerospace Manufacturers Association / ALV, Prague, No. 3/2007, ISSN 1211-877X.
- [4] Weigl K.,: Návrh a realizace laboratoře pro vyšetřování frekvenčních charakteristik lehkých letounů s ohledem na aeroelastickou analýzu, disertační práce, České vysoké učení technické v Praze – Fakulta strojní, 2009.
- [5] Stender W., Kiessling F.: Aeroelastic Flutter Prevention in Gliders and Small Aircraft, DLRMitteilung 91-03, 1991.

# Zálohování přenosových linek systému ovládání a monitorování letiště AMS

#### Back-up the Transmission Lines of AMS Control and Monitoring System

Filip Křivka

21. základna taktického letectva, email: <u>filip.krivka@mo.gov.cz</u>, Radim Bloudíček

Katedra letecké techniky, UO, email: <u>radim.bloudicek@unob.cz</u>, Stanislav Peřina

Katedra letecké techniky, UO, email: stanislav.perina@unob.cz,

Petr Makula

Katedra letecké techniky, UO, email: petr.makula@unob.cz

Stanislav Rydlo

Katedra letecké techniky, UO, email: stanislav.rydlo@unob.cz

Abstrakt: Článek se zaměřuje na realizaci záložní přenosové linky systému DAP 128TC, který je specificky určen pro výměnu dat na větší vzdálenost v systému ovládání a monitorování letiště AMS-5. Hlavním cílem je vytvořit záložní přenosovou trasu pro existující metalické propojení mezi vzdálenými stanovišti a řídící věží využitím bezdrátové technologie. Pro ovládání přenosových modulů je zvolen adekvátní mikrokontroler, který řídí celý přenos dat. Výsledkem práce je systém obsahující dva hlavní komponenty: vysílací a přijímací jednotku. Tyto jednotky fungují nezávisle na systému AMS-5, který nemá možnost rozpoznat, že byl přenos signálu proveden bezdrátově. V prvním kroku je signál vysílací jednotkou digitalizován a následně přenášen prostřednictvím GSM modulu k přijímací jednotce, která poté převede signál zpět do jeho původní podoby, čímž zůstává integrita obsažených informací nezměněna. Celá práce nachází možné uplatnění v reálném provozu v systému ovládání a monitorování AMS-5 jako záložní přenosová trasa ke standardnímu metalickému vedení.

Klíčová slova: DAP 128TC; mobilní sítě; SIM900; AMS-5; Arduino.

**Abstract:** The article focuses on the implementation of a backup transmission link of the DAP 128TC system, which is specifically designed for the exchange of data over a longer distance in the AMS-5 airport control and monitoring system. The main objective is to create a backup transmission path for the existing wired connection between remote sites and the control tower by utilizing wireless technology. Thus, an adequate microcontroller is selected to control the

transmission modules to control the entire data transmission. The result of this work is a system containing two main components: a transmitting and a receiving unit. These units operate independently of the AMS-5 system, which has no way to recognize that the signal has been transmitted wirelessly. In a first step, the signal is digitised by the transmitting unit and then transmitted via a GSM module to the receiving unit, which then converts the signal back to its original form, leaving the integrity of the information contained unchanged. The whole paper finds a possible application in real operation in the AMS-5 control and monitoring system as a backup transmission route to the standard metallic line.

Keywords: DAP 128TC; mobile networks; SIM900; AMS-5; Arduino.

# 1 Ovládací a monitorovací systém letiště AMS firmy Transcon

Jedním z nejdůležitějších systémů, který je dlouhodobě využíván na všech vojenských letištích Armády České republiky, je letištní řídící a monitorovací systém AMS. Řídící a monitorovací systém AMS ovládá a monitoruje aktuální stav určitých pozemních zabezpečovacích prostředků na letišti i na vzdálených stanovištích. Tento modulární systém vyrábí firma TRANSCON Electronic Systems, spol. s. r. o., která se specializuje na vývoj a výrobu letištních zabezpečovacích systémů a světelných zabezpečovacích systémů. Pro letiště AČR byla specificky upravena konfigurace AMS Standard, která zabezpečuje provoz letiště v CAT I. – II ve variantě AMS.5 a jeho podoba je vyobrazena na obrázku 1.



Obr. 1: Systém AMS-5 na technickém sále

Systém AMS je určen k ovládání, signalizaci a monitorování následujících zařízení letiště:

- světelných zabezpečovacích zařízení (SZZ),
- radionavigačních zařízení a systémů (RNZ),
- elektroenergetických systémů (EES),
- meteorologických zařízení (MZ),
- ochranných zón,
- požární zabezpečovací signalizace,
- řízení a monitorování vzdálených objektů,
- příjem, odesílání a zpracování dat z letecké pevné komunikační sítě (AFTN),
- monitorování a zpracování základních informací určených pro řízení letového provozu.

Systém AMS je komplexní sestava několika důležitých komponentů. Hlavními prvky jsou hlavní a záložním řídící server, zvaný MASTER, který je integrován do lokální počítačové sítě LAN. Dále systém zahrnuje pracovní stanice WORKSTATION, jež jsou využívány dozorčím LRNS (Letecká radionavigační služba) a operátory řízení letového provozu. Součástí tohoto systému je také zařízení pro dálkovou komunikaci DAP 128TC. Systémové schéma je uvedeno na obrázku 2.



Obr. 2: Typická sestava systému AMS-5 na letišti

Pro definici parametrů světlotechnických prostředků je využitelný předpis L14 Letiště, ve kterém jsou vypsány předepsané normy pro jednotlivé typy drah v návaznosti na druh provozu, který je na daném letišti uskutečňován. Taková dráha může být buď nepřístrojová (Non-instrument runway) nebo přístrojová (Instrument runway). [1 - 3]

# 1.1 Přenosový systém DAP 128TC

Systém DAP 128TC je navržen pro zajištění obousměrného přenosu dat a instrukcí mezi centrálním řídící jednotkou a koncovými zařízeními. Jeho hlavním cílem je přenos dat na

vzdálená stanoviště. Tento systém využívá metodu časového multiplexu pro přenos jak binárních, tak analogových dat a instrukcí přes jediný pár vodičů ve sdělovacím kabelu. Po jedné přenosové lince lze přenést až 128 bitů v jednom cyklu na maximální vzdálenost 10 km. Díky modulární architektuře lze systém DAP 128TC flexibilně přizpůsobit specifickým požadavkům uživatelů. Tento systém se svým návrhem zaměřuje především na zajištění spolehlivého přenosu informace na velké vzdálenosti. To vše je zajištěno s minimálními nároky na kvalitu použitých přenosových linek. Další výhodou je zvolení velikosti přenášeného signálu, čímž je možné koncová zařízení napájet přímo z přenosové linky. [4]

Signál generovaný centrální řídící jednotkou má sinusový tvar s hodnotou napětí ± 30 Vp, ve kterém se nacházejí synchronizační mezery pro synchronizaci koncových zařízení (vysílače – TX, přijímače – RX). Doba trvání jednoho cyklu je přibližně 500 ms a za tuto dobu je přeneseno 128 bitů informace. Z toho vychází základní frekvence 267,3 Hz. Jednotlivé cykly vždy začínají zápornou půlvlnou a mezi těmito cykly jsou synchronizační mezery dlouhé 20 ms, a je ukázáno na obrázku 3. Po 8 cyklech je použita synchronizační mezera dlouhá 40 ms. Tyto hodnoty jsou dány vztahy:

$$t_{sig} = t_{cykl} - t_{synchro} = 500 - 20 = 480 \, ms \tag{1}$$

$$t_1 = \frac{t_{sig}}{BIT} = \frac{480}{128} = 3,75 \ ms \tag{2}$$

$$f = \frac{1}{t_1} = \frac{1}{3,75 * 10^{-3}} = 267,3 \, Hz \tag{3}$$

Jedna perioda sinusového signálu je ekvivalentem jednoho bitu. Nositelem informace je zde záporná půlvlna. Kladná půlvlna je využita pro napájení koncových zařízení. Data jsou přenášena od vysílače nebo k přijímači ve formě 8bitových skupin (tj. 8 cyklů sinusové vlny na přenosové lince), to odpovídá 1 bajtu. Tyto 8bitové skupiny jsou definovány jako přenosové kanály. Sepnutý kanál reprezentuje logickou hodnotu 1, zatímco rozpojený kanál reprezentuje logickou hodnotu 0. V každé 8bitové skupině se nachází sedm datových kanálů a jeden paritní kanál, který je osmý v pořadí a zajistí, že celková parita skupiny je lichá. Tato paritní kontrola pomáhá odhalit chyby v přenášených datech. Kanály označené čísly 1 až 7 jsou pro datové kanály, zatímco paritní kanál je označen jako P. Každá připojená jednotka tak používá 8 přenosových kanálů, a z toho vychází, že k jedné lince lze maximálně připojit 16 zařízení, ať

2024

už se jedná o vysílače nebo přijímače. Pokud není na lince připojeno plánované množství koncových zařízení, zbývající kapacita přenosové linky zůstane nevyužita. [5]



Obr. 3: Schéma průběhu přenosu dat na přenosové lince DAP128TC [6]

# 2 REALIZACE ZÁLOHOVANÍ PŘENOSOVÉ LINKY SYSTÉMU DAP 128TC

Celý proces implementace je znázorněn na obrázku 4, který představuje blokové schéma navrhovaného záložního přenosového systému. Levá část obrázku označená jako Klient, začíná blokem vstupního obvodu, který upravuje vstupní signál ze systému DAP 128TC pro zpracování mikrokontrolerem. Jak vyplývá z předchozí kapitoly, pro komunikaci byl zvolen modul SIM900, který pro přenos dat využívá technologii GPRS. V pravé části obrázku, označené jako Server jsou přenesená data pomocí mobilní sítě zpracována blokem výstupního obvodu do podoby signálu, který je stejný jako signál ze systému DAP 128TC pro koncové zařízení.



Obr. 4: Záložní přenos v DAP128TC

# 2.1 Privátní mobilní 5G síť

V rámci Univerzity obrany je vybudována privátní 5G síť firmou T-Mobile. Ta obdobné privátní sítě provozuje již na řadě dalších vysokých školách po celé České republice. Celý tento

projekt má za úkol vyzkoušet, jak využít 5G technologii v různých zájmových oblastech AČR jako jsou například bezpilotní prostředky, koncept mobilního letiště nebo zdravotnictví.

Síť na Univerzitě obrany je zprostředkována společností T-Mobile, přičemž veškeré hardwarové vybavení dodává firma Ericsson. Jádro celé sítě se nachází v budově na adrese Kounicova 44, kde je rovněž v učebně umístěna jedna rádiová jednotka DOT. Další část instalace privátní 5G sítě se nachází v lokalitě kasáren Šumavská, kde je instalována 64x64 anténa pro pokrytí venkovní plochy před touto budovou. V areálu kasáren Černá Pole se nachází další část sítě, jsou umístěny dvě rádiové jednotky DOT. Je také instalována menší venkovní 4x4 anténa pro pokrytí prostoru parkoviště. V rámci testovacích vnitřních prostor budovy je rozmístěno celkem osm rádiových jednotek DOT. Záloha DAP128TC využitím zmiňované sítě bude po plném vybudování východiskem privátních 5G sítí například v konceptu mobilního letiště, případně zvýšením robustnosti stávajících přenosových sítí LETDS.



Obr. 5 - Privátní 5G síť na Univerzitě obrany

### 2.2 Dostupnost komerčních mobilních sítí v typické lokalitě letiště

Při zvažování použití technologie mobilních sítí pro přenos dat v systému ovládání a monitorování letišť AČR je třeba se zaměřit na pokrytí konkrétních lokalit a ověřit možnosti

přenosu od různých mobilních operátorů. Pro tento průzkum byla vybrána 22. základna vrtulníkového letectva Náměšť nad Oslavou, konkrétně vzdálené stanoviště NDB, které se nachází 4 km od příletového prahu dráhy. Pro porovnání dostupnosti sítě 5G v této oblasti byli vybráni tři největší mobilní operátoři v ČR: T-Mobile, Vodafone a O2.

Na obrázku 6 jsou zobrazeny mapy pokrytí signálem 5G od společnosti T-Mobile, Vodafone a O2, specificky pro zájmovou oblast vojenského letiště Náměšť nad Oslavou a jeho vzdáleného stanoviště NDB, které je vyznačeno fialovou tečkou. Z obrázku je patrné, že zelené oblasti s pokrytím 5G signálu jsou jen na velmi malé ploše z celého daného území.



#### Obr. 6 - Mapa pokrytí signálu 5G společností T-Mobile [7] a Vodafone [8] a O2 [9]

Na posledním je pokrytí sítí 5G v zájmové oblasti od společnosti O2, která dosahuje nejlepšího pokrytí jak nad celým areálem letiště, tak i nad vzdáleným stanovištěm NDB označeném fialovou tečkou. Společnost O2 se tedy jeví jako nejlepší dostupný poskytovatel signálu 5G v oblasti vojenského letiště Náměšť nad Oslavou.

### 2.3 Vhodné moduly pro přenos dat

Na trhu existuje široká škála modulů a čipů umožňujících komunikaci prostřednictvím mobilních sítí. Hlavním parametrem pro posouzení vlastností těchto modulů je nepochybně rychlost datového přenosu, která je přímo závislá na generaci mobilních sítí, k nimž jsou moduly kompatibilní. Další důležité parametry zahrnují spotřebu energie a fyzické rozměry
jednotlivých modulů. Moduly byly vybrány z důvodů jejich kompatibility mezi jednotlivými modely, to dovoluje v případě potřeby jednodušší přechod na rychlejší 5G modul. Pro testování by zvolen modul SIM900 s řidící deskou Arduino UNO. Celková sestava záložní cesty mobilní sítí je patrna z obrázku 4. Po hardwarovém návrhu vstupního obvodu transformujícího signál DAP128TC pracujícího na principu analogových komparátorů a obvodu výstupního, využívajícího operační zesilovače s dostatečnou napěťovou rezervou typu OPA551PA, který logické signály předává opět v podobě linkového signálu, a zároveň návrhu software Klient a Server je možné celou sestavu využít pro zálohování linky DAP na letišti, kde je zajištěno dostatečné pokrytí sítí mobilního operátora. Část Klient se skládá ze vstupního obvodu, mikrokontroleru a komunikačního modulu SIM900. Hlavní komponentou vstupního obvodu je dvojice komparátorů, která slouží k vyhodnocení stavu právě přijímaného signálu z řídící jednotky DAP 128TC. Následně byla je na základě programového zpracování přiřazena hodnota stavu příslušného bitu přenášeného signálu, a nakonec byla jsou data pomocí protokolu TCP přenesena do druhé části přenosové struktury. Část Server se slouží ke zpětnému vytvoření originální datové struktury z přijatých dat. Tento proces vyžadoval vyžaduje použití SIM karty se statickou IP adresou, která umožnila umožní bezpečné a spolehlivé navázání spojení mezi oběma zařízeními. Pomocí DAC převodníku byl je následně vygenerován sinusový signál, který byl je shodný s původním signálem, avšak s časovým zpožděním způsobeným bezdrátovým přenosem. Tento signál byl je dále zesílen do potřebné úrovně napětí. Příklad výstupního signálu záložní trasy je na obrázku 7.



Obr. 7: Časový průběh výstupního signálu DAP 128TC se synchronizační mezerou přenesený záložní trasou

# 3 Závěr

Článek se zabývá analýzou a implementací možností zálohování systémů pro ovládání a monitorování prostředků letiště se specifickým zaměřením na systém AMS a jeho přenosovým systém DAP 128TC. Hlavním úkolem bylo je poskytnout spolehlivé řešení pro nepřetržitý přenos dat mezi řídící jednotkou a koncovými zařízeními, což je kritické pro zajištění bezpečnosti a efektivního provozu na letištích. Cíle práce zahrnovaly návrh a realizaci bezdrátové záložní přenosové struktury pro systém DAP 128TC, která by byla schopna přenášet data na vzdálená stanoviště a prostředkům letiště bez ztráty signálu nebo jiného narušení komunikace. Záložní přenosová linka byla navržena na základě analýzy podsystému DAP 128TC s ohledem na vzdálenost přenosu a spolehlivost přenášených dat. Analýza dostupnosti mobilních sítí, které byly vybrány mobilní sítě jako nejvhodnější technologie pro přenos dat. Výběr komunikačního modulu SIM900 byl motivován jeho jednoduchou dostupností a přímým určením pro komunikaci s vývojovou deskou Arduino UNO, která byla také využita jako řidící jednotka. Řešení se skládá skládá ze dvou částí, přičemž každá z nich se nacházela na jednom konci přenosového řetězce, tj částí Klient a Server.

Vytvořené zařízení na základě systémového návrhu poskytuje signály srovnatelné se signály ze systému AMS, což bylo ověřeno na experimentálním stanovišti. Cílovým stavem řešení bude implementace záložní přenosové trasy do privátní 5G technologie zajišťující zálohování datových přenosových tras leteckých pozemních zařízení.

# Literatura

- [1] Manual on Air Traffic Safety Electronics Personnel Competency-based Training and Assessment [online]. 2017 [cit. 2024-05-18]. Dostupné z: https://www.icao.int/MID/Documents/2018/CBT% 20ATCO% 20and% 20ATSEP% 20W ksp/Doc% 2010057\_en.pdf.
- [2] Remote Control and Monitoring Systems. LEE-DICKENS LTD. [online]. [cit. 2024-05-21]. Dostupné z: <u>https://www.lee-dickens.co.uk/products/remote-control-and-monitoring-systems</u>.
- [3] Typické sestavy AMS [online]. [cit. 2024-04-26]. Dostupné z: https://www.transcon.cz/cz/produkty-a-sluzby/system-ams/typicke-sestavy.
- [4] VAŠEK, M. Automatizované systémy řízení letového provozu III. Vydavatelské oddělení UO, Brno, 2012. ISBN 978-80-7231-823-0.
- [5] PERSICH, M. Přenosový systém DAP 128TC. TRANSCON ELECTRONIC SYSTEMS, spol. s r.o., 2003.

- KS-AMS. TRANSCON ELECTRONIC SYSEMS [online]. [cit. 2024-05-25]. Dostupné z: <u>https://www.transcon.cz/cz/docman-list/catalog/czech/system-ams/77-02-04-01-skrin-ks-ams/file</u>.
- [7] Mapa pokrytí T-Mobile. T-Mobile [online]. [cit. 2024-05-17]. Dostupné z: https://comaptmcz.position.cz/#pos=49.160036;16.125538@sc=75000@el=sp5GOUT;VOLTEOUT; GSMOUT.
- [8] Mapa pokrytí signálem Vodafone. vodafone.cz [online]. [cit. 2024-05-17]. Dostupné z: <u>https://www.vodafone.cz/mapa-pokryti/</u>
- [9] O2 Mapa pokrytí. O2.cz [online]. [cit. 2024-05-17]. Dostupné z: https://www.o2.cz/mapa-pokryti.

# Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS - Vedení operací ve vzdušném prostoru".

Petr Makula

Katedra letecké techniky K206, Fakulta vojenských technologií, Univerzita Obrany, email: petr.makula@unob.cz,

Miloš Andrle

Katedra letecké techniky K206, Fakulta vojenských technologií, Univerzita Obrany, email: milos.andrle@unob.cz,

Radim BLOUDÍČEK

Katedra letecké techniky K206, Fakulta vojenských technologií, Univerzita Obrany, email: <u>radim.bloudicek@unob.cz</u>.

Abstrakt: Článek se věnuje popisu návrhu softwarově definovaných přijímačů navigačního systému VOR ve výuce odborných předmětů. Zaměřuje se na popis laboratorního pracoviště vytvořeného s ohledem na minimalizaci nákladů a maximalizaci pedagogického vlivu. Klíčová slova: Přijímače, Navigace letadla, Softwarové rádio

**Abstract:** The paper is devoted to the description of the design of software-defined receivers of the VOR navigation system in the teaching of professional subjects. It focuses on the description of a laboratory workstation designed to minimize cost and maximize pedagogical impact.

Keywords: Receivers, Aircraft navigation, Software radio

# 1 Úvod

Moderní trendy v návrzích rádiových přijímačů využívající softwarově definovaná zařízení se pochopitelně nevyhýbá ani letecké elektronice. Proto se do osnov odborných předmětů vyučovaných na Katedře letecké techniky zahrnuly i metody návrhu navigačních přijímačů systému VOR, ILS a MARKER využívající jednoduchá a levná softwarově definovaná rádia (SDR) typu RTL-SDR anebo pokročilejší zařízení firmy Ettus Research USRP B210. Příspěvek si klade za cíl seznámit čtenáře s postupem takového návrhu a výsledky, kterých jsou studenti v průběhu semestru schopni v rámci zadaného projektu dosáhnout.

# 2 Laboratorní pracoviště

Vývoj jednoduchých softwarově definovaných přijímačů nebo vysílačů nevyžaduje v zásadě žádný drahý soubor zařízení. Z obr. 1 lze vysledovat, že laboratorní pracoviště je tvořeno pouze několika dílčími částmi, a to samotným softwarově definovaným rádiem, které tvoří z hlediska užitných vlastností hlavní determinující část pracoviště, dále výpočetní prostředek, kterým může být jakýkoliv osobní počítač. A nakonec zdroj VF signálu, popřípadě osciloskop či spektrální analyzátor, které jsou ovšem pouze doplňkovými zařízeními, jejichž použití lze obejít příjmem reálných signálů anténami.



Obr. 1: Laboratorní pracoviště pro návrh softwarově definovaných přijímačů^{\circ}

Pro účely vývoje jednoduchých navigačních přijímačů ve výuce je konkrétně laboratorní pracoviště složeno z následujících zařízení:

- softwarově definované rádio Ettus Research USRP B210, popř. RTL-SDR,
- minipočítač Raspberry Pi 5 s nainstalovaným vývojovým prostředím GNU Radio, a periferiemi,
- multifunkční měřicí přístroj IFR 2948 se speciálním rozšířením o možnost generování VF signálů navigačních systémů VOR, ILS, MARKER.

## 2.1 Přijímač/vysílač USRP B210

Firma Ettus Research je výrobcem širokého portfolia SDR s velkým rozptylem cenové hladiny, které zahrnuje levnější zařízení se sběrnicí USB a dále výrazně dražší využívající síťové rozhraní 1 Gb, 10 Gb ethernetu, popř. PCIe. Další variantou je kompletní řešení zahrnující i vložený počítač s předinstalovaným OS Linux. Podoba desky námi využívaného SDR USRP B210 je na obr. 2 a bez kovové krabičky, kterou můžete vidět na obr. 1 lze toto SDR pořídit za 2160 Euro (přibližně 55 tisíc Kč). V obdobné nebo nižší cenové relaci se pohybují i další typy jako B200, B200mini, B205mini, které lze také doporučit.



Obr. 2: Zobrazení desky softwarově definovaného rádia USRP B210 [1]

Blokové zapojení USRP B210 je naznačeno na obr. 3. Jedná se o plně integrované dvoukanálové USRP (Universal Software Radio Peripheral) zařízení s rozsahem pokrytí VF signálů od 70 MHz do 6 GHz [1].



Obr. 3: Blokové zapojení softwarově definovaného rádia B210 [1]

Toto plně duplexní zařízení lze provozovat i v konfiguraci 2x2 MIMO (2 Tx, 2 Rx) s činností až do šířky pásma 56 MHz (61,44 MS/s kvadraturních – IQ) [1].

Hlavním určujícím prvkem je integrovaný chip Analog Devices AD9361 RFIC (Radio-Frequency Integrated Circuit), u něhož má každý kanál tři vstupy, které lze multiplexovat do signálového řetězce, takže AD9361 je vhodný pro použití v diverzitních systémech s více anténními vstupy. Jedná se o přijímač s přímou konverzí, který obsahuje nízkošumový zesilovač (LNA), za nímž následují přizpůsobené fázové (I) a kvadraturní (Q) zesilovače, směšovače a filtry pro tvarování pásma, které převádějí přijaté signály na základní pásmo pro digitalizaci [2]. Použitou strukturou se jedná o přijímač s číslicovým zpracováním v základním pásmu ve variantě homodyn.

Vysílače využívají architekturu přímé konverze, která dosahuje vysoké přesnosti modulace při velmi nízké úrovni šumu.

FPGA Xilinx Spartan 6 představuje rozhraní mezi RFIC a sběrnicí USB 3.0.

## 2.2 Přijímač RTL-SDR

Podstatně levnější alternativou k USRP B210 je všeobecně známé zařízení RTL-SDR, což je v podstatě celá rodina klonů DVB-T přijímačů obsahující ladící část (Elonics E4000, Rafael Micro R820T/2/R860, Rafael Micro R828D, Fitipower FC0013, Fitipower FC0012, FCI FC2580) a chipsetu Realtek RTL2832U. Tato SDR jsou širokou odbornou i laickou veřejností hojně používána pro svou vynikající cenovou dostupnost pohybující se od 300 Kč do 1500 Kč.



Obr. 4: Softwarově definované rádio RTL-SDR

Svou strukturou je RTL-SDR přijímač s číslicovým zpracováním na mezifrekvenčním kmitočtu 28,8 MHz schopen příjmu VF signálů v rozmezí od 24 MHz do 1766 MHz (viz obr.5). Maximální vzorkovací rychlost je 3,2 MS/s, která ale bývá nestabilní, proto je vhodné ji snížit na hodnotu kolem 2,5 MS/s.



Obr. 5: Blokové zapojení RTL-SDR [3]

## 2.3 Počítač Raspberry Pi 5

Minipočítače Raspberry Pi se svou univerzálností, cenovou dostupností a kompaktními rozměry v době svého objevení na trhu způsobily malou revoluci v komputerizaci běžných i speciálních úloh. Ve své páté generaci je počítač natolik výkonný, že hravě zvládá zpracování IQ vzorků poskytovaných SDR zařízeními. Pro svou přívětivou cenu, která pro startovací sadu Raspberry Pi 5 s 8GB RAM a 32 GB SD kartou, krabičkou a zdrojem startuje na 3300 Kč, by měla být jednoznačnou volbou jakéhokoliv radioamatéra, ale i vhodnou volbou pro laboratorní pracoviště univerzit.

Jako operační systém byla zvolena distribuce PiSDR odvozená z distribuce Raspbian s předinstalovanými softwarovými nástroji pro návrh SDR aplikací (včetně GNU Radio) pro nejznámější SDR zařízení (USRP, RTL-SDR).

GNU Radio je prostředí, které uživatelům umožňuje navrhovat, simulovat a nasazovat vysoce výkonné rádiové systémy v reálném světě. Jedná se o vysoce modulární prostředí způsobem ovládání podobné Simulinku, které je vybaveno rozsáhlou knihovnou bloků, které lze snadno kombinovat a vytvářet tak komplexní aplikace pro zpracování signálu [4].

#### 2.4 Zdroj VF signálu – IFR 2948

Laboratorní zařízení IFR 2948 je velmi známé v oblasti letecké techniky a umožňuje ověřovat základní a některé speciální parametry přijímačů a vysílačů. Pokud je vybaveno dodatečnými rozšířeními zvládá generování VF signálů pro ověření navigačních přijímačů VOR, ILS a MARKER.

## 3 Návrh navigačního přijímače VOR

První úlohou, kterou musí studenti v rámci studia vyřešit, je návrh jednoduchého přijímače kompozitního signálu VOR s použitím výše popsaného laboratorního pracoviště.

## 3.1 Stručná charakteristika systému VOR (CVOR)

VOR (VHF Omnidirectional Range) – všesměrový VKV rádiový maják je systém blízké navigace, který byl schválen v roce 1949 pro použití v civilním letectví podle norem ICAO a který omezuje nedostatky a nevýhody systému NDB. V současné době je většina civilních letů na krátké a střední vzdálenosti prováděna podle majáků VOR. V souladu s plánem ICAO "Global Air Navigation Plan 2016-2030" se tento systém již ale nebude obnovovat a majáky VOR budou po ukončení své technické životnosti nahrazeny majáky DME. Celosvětová síť majáků VOR obsahovala v roce 2015 celkem 1030 samostatných vysílačů, dalších 2712 typu VOR/DME a 6586 majáků VORTAC. V ČR pracuje 9 majáků VOR, všechny jsou kombinovány s majáky DME a umožňují tak určování polohy v polárních souřadnicích (směrník + šikmá dálka). S výjimkou letounu JAS-39C/D Gripen je palubní přijímač VOR na všech typech vojenských letadel Vzdušných sil AČR [5].

Dva signály (s referenční fází, s proměnnou fází) budící anténní systém jsou ve fázi, takže jejich součtem lze definovat výsledný signál u(t) pozemního radiomajáku CVOR (Conventional VOR) na straně přijímače, obr. 6. V prostoru dochází k součtu elektromagnetických energií obou signálů. Protože nosný kmitočet obou signálů je odebírán ze stejného generátoru, lze provést jednoduchý součet energií obou signálů. Napětí indukované na anténě přijímače má potom průběh, který lze po zjednodušení vyjádřit následujícími vztahy:

$$u(t) = U_0 \{ \left[ 1 + m \cos(\omega_m t + m_f \sin \Omega t) \right] + \cos(\Omega t - \Delta \psi) \} \cos \omega_0 t \tag{1}$$

kde m je hloubka amplitudové modulace,

 $\omega_m$  je úhlový kmitočet  $\frac{9960 Hz}{2\pi}$ ,  $m_f = \frac{\Delta \omega}{\Omega}$  je index kmitočtové modulace,  $\Delta \omega$  je kmitočtový zdvih 480 Hz,  $\Omega$  je úhlová rychlost rotace anténní charakteristiky 30 Hz,  $\Delta \psi$  je rozdíl fází obou signálů, který je roven směrníku  $\Theta$ ,  $\omega_0$  je úhlový kmitočet nosného signálu. Bude-li referenční signál modulován identifikačním signálem, výsledný vztah pro signál přijatý přijímačem bude rozšířen o složku identifikačního signálu následujícím způsobem:

$$u(t) = U_0 \{ [1 + m \cos(\omega_m t + m_f \sin \Omega t) + m_i \cos \omega_i t] + \cos(\Omega t - \Delta \psi) \} \cos \omega_0 t$$
(2)

kde  $m_i \cos \omega_i t$  představuje amplitudově modulovanou složku identifikačního signálu ve formě Morse kódu s kmitočtem 1020 Hz.



Obr. 6: Výsledný signál radiomajáku CVOR na straně přijímače [5]

Demodulací výsledného signálu radiomajáku CVOR tedy vznikají dva signály:

- signál s referenční fází 30 Hz,
- signál s proměnnou fází 30 Hz.

Fázový rozdíl těchto dvou signálů je pro každou radiálu jiný. Pro radiálu 0° (letadlo se nachází severně od radiomajáku) je tento fázový posun 0° a tím je fázový posun obou signálů zároveň i směrníkem [5].



Obr. 7: Grafický návrh přijímače v prostředí GNU Radio

## 3.2 Návrh přijímače VOR v prostředí GNU Radio

Návrh navigačního přijímače vytvořeného v prostředí GNU Radio je zobrazen na obr. 7. Kromě dvou typů bloků využívá pouze bloky z interních knihoven, které jsou pro potřeby výuky velmi intuitivní.

## 3.3 Příjem VF signálu a jeho převod do základního pásma

První fází je nastavení RF frontendu podle požadovaných parametrů pro příjem užitečného signálu a jeho převedení do základního pásma. K digitalizaci signálu dochází buď před nebo za balančním směšovačem (RTL-SDR, resp. B210). Dále, pokud to nebude a priori zmíněno, se popis bude týkat návrhu s B210.

V prostředí GNU Radio je použit blok "UHD: USRP Source", ve kterém je nezbytné nastavit použitý kanál (A:A nebo A:B) a v něm konkrétní vstup (TX/RX nebo RX2), nosný kmitočet, kmitočtový offset, hodnotu zesílení a vzorkovací kmitočet. Pro tyto parametry je výhodné využívat globální proměnné (viz bloky nahoře na obr. 7). Celková šířka pásma kompozitního signálu VOR, tedy jeho spodní i horní část od nosného kmitočtu, nepřesahuje 30 kHz. Pro správnou amplitudovou demodulaci (viz níže) je nutno provést kmitočtový offset o -15 kHz, tzn. že se celý kompozitní signál nachází v rozmezí 0÷30 kHz. Pro takto posunutý signál vystačí vzorkovací kmitočet 96 kHz.

Takto získané IQ vzorky (přenášené ve formě komplexního čísla) jsou přiváděny přes dolní propust a blok automatického řízení zesílení (AGC) do bloku demodulátoru.

## 3.4 Demodulace kompozitního signálu a filtrace dílčích složek

Demodulace amplitudově modulovaných signálů je relativně přímočarý proces, který využívá blok "Complex to Mag". Tento blok na svém výstupu zaznamenává fluktuace modulu rotujícího fázoru, což odpovídá nf modulační složce AM signálu.

Z výstupu demodulátoru je signál přiváděn do tří větví odpovídající jednotlivým složkám kompozitního signálu, tj. signálu s proměnnou fází (30 Hz), signálu s referenční fází (FM modulovaný signál se středním kmitočtem 9960 Hz) a identifikační signál (Morse kód s kmitočtem 1020 Hz). V každé větvi je zařazen příslušný filtr typu pásmová propust.

Signál s proměnnou fází je přes blok zpoždění veden do části vyhodnocující směrník. Blok zpoždění je zde zařazen z důvodu kompenzace časových zpoždění vzniklých v dodatečných blocích ve větvi s konstantní fází. Zároveň je tento blok použit pro kompenzaci ukazatele směrníku.

Signál s proměnnou fází o kmitočtu 30 Hz je získán frekvenční demodulací v bloku "FM Demod", do kterého je nutné zadat údaje o kmitočtovém zdvihu a parametry výstupního nf dolní propusti.

Identifikační signál je veden přímo na zvukový výstup počítače.

### 3.5 Změření fázového rozdílu, resp. směrníku

Protože oba signály používané pro měření rozdílu fáze jsou amplitudově normovány a bez stejnosměrné složky, je ke změření fázového rozdílu použita jednoduchá metoda detekce průchodu nulou ze záporné půlvlny do kladné. Jednotlivé průchody nulou jsou zaznamenány ve formě PMT zpráv (Polymorphic Types), které se využívají jako přenosové médium mezi bloky. Obsahem PMT můžou být libovolná data, ale v našem případě se jedná o značky (angl. tag), které se vztahují k přenášenému datovému proudu, rozuměj, dodatečná informace vztažená ke konkrétnímu vzorku. Takže každý vzorek s kladnou hodnotou po sérii vzorků se zápornou hodnotou je označen jako průchod nulou.

Takto označkované datové proudy jsou sloučeny a přivedeny do obvodu měření rozdílu fáze, resp. směrníku. Tento blok počítá rozdíl času mezi označenými vzorky (tagy) a při známé hodnotě kmitočtu (30 Hz) poskytuje rozdíl fáze. Teoretická chyba určení rozdílu fáze (směrníku) je závislá na přesnosti určení průchodu nulou u signálu s referenční i proměnnou fází. V obou případech může být maximální časový offset roven vzorkovací periodě (v našem případě 1/96000 s), což by podle vztahu 3 mělo po zaokrouhlení odpovídat chybě určení rozdílu fáze 0,1°.

$$\delta\psi = \frac{30}{96000} \cdot 2\pi \cong 0,002 \, rad \Rightarrow 0,1^{\circ} \tag{3}$$

Blok měření rozdílu fáze je našim studentům poskytován již hotový, protože ve vyhrazeném čase nemají prostor pro jeho naprogramování. Obsahem bloku je skript v jazyce Python, který vyhodnocuje jednotlivé PMT zprávy a na výstup poskytuje údaj o směrníku pro grafické zobrazení v prostředí GNU Radio nebo pro externí aplikace formou soketu ZeroMQ.





#### 3.6 Přenos údaje o směrníku přes knihovnu ZeroMQ

ZeroMQ (známý také jako ØMQ, 0MQ nebo zmq) je vestavěná síťová knihovna, která se ale chová jako simultánní prostředí. Poskytuje sokety, které přenášejí atomické (nedělitelné) zprávy přes různé přenosy, jako je in-process, inter-process, TCP a multicast [6]. Pro naše účely využíváme koncept PUBLISH/SUBSCRIBE (publikuj/odebírej), který na straně GNU Radia publikuje změřené výsledky na vytvořeném soketu typu PUB, který má přidělenu IP adresu, resp. localhost se zvoleným číslem portu. Výsledky jsou publikovány neustále v asynchronním režimu. Na přijímací straně aplikace vytvoří soket SUB a propojuje ho se soketem PUB. Pak ve zvolených okamžicích načítá zveřejněná data. Pro rychlé odezvy grafu v aplikaci je pro soket SUB nezbytné nastavit parametr ZMQ\_CONFLATE na hodnotu 1, aby se načítaly pouze posledně zveřejněné údaje. V opačném případě dochází k nepříjemným prodlevám, protože se aplikace snaží přijmou veškerá zveřejněná data, která jsou uložena v zásobníku. Příklad zobrazení směrníku v externí aplikaci je na obr. 9. Samotné zobrazení je realizováno s použitím knihovny Matplotlib.



Obr. 9: Grafický ukazatel směrníku 270° vlevo a 45° vpravo přeneseného s použitím knihovny ZeroMQ do externí aplikace

## 4 Zhodnocení výsledků a závěr

Do osnov zařazené laboratorní práce, jejichž obsahem je návrh jednoduchých softwarově definovaných přijímačů, jednoznačně prokázaly správnost této koncepce. Studenti, nyní již ve druhém dokončeném cyklu, si velmi rychle osvojili způsob návrhu SDR v grafickém prostředí GNU Radio. Ale nejvýznamnějším přínosem z pedagogického hlediska byla praxí osvědčená teorie z předchozích přednášek, když studenti sami sobě prokázali schopnost samostatně (samozřejmě s jistou mírou pomoci) úspěšně vytvořit fungující přijímač v relativně krátkém časovém období.

Z hlediska užitných vlastností je studenty navržený přijímač schopen měřit směrník s přesností do 1° (subjektivně hodnoceno). Objektivní vyhodnocení bude ještě předmětem dalších prací. V budoucnosti lze očekávat vylepšení algoritmu vyhodnocení fázového rozdílu a rozvoj komunikace přes ZMQ za účelem vzdáleného ovládání přijímače.

Návrh navigačních softwarově definovaných přijímačů se ovšem neomezil pouze na systém VOR, ale vznikly i přijímače pro systém ILS (Localizer i Glideslope) a MARKER, jejichž. návrhy budou publikovány později.

## Literatura

[1] USRP B200/B210 Bus Series Datasheet. Online. Dostupné z: <u>https://www.ettus.com/wp-content/uploads/2019/01/b200-b210\_spec\_sheet.pdf</u>. [cit. 2024-09-23].

- [2] AD9361 RF Agile Transceiver Datasheet. Online. 2016. Dostupné z: <u>https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ad9361.pdf</u>. [cit. 2024-09-22].
- BNILAM, Noori; JOOSENS, Dennis; STECKEL, Jan a WEYN, Maarten. Low Cost AoA Unit for IoT Applications. Online. 2019. Dostupné z: <u>https://www.researchgate.net/publication/332141599 Low Cost AoA Unit for IoT</u> <u>Applications</u>. [cit. 2024-09-21].
- [4] GNU Radio Tutorials. Online. 2024. Dostupné z: https://wiki.gnuradio.org/index.php/Tutorials. [cit. 2024-09-22].
- [5] ANDRLE, Miloš. *Letecké radionavigační systémy doc*. Brno: Univerzita obrany, 2023. ISBN 9762-5894298.
- [6] ZeroMQ. Online. 2024. Dostupné z: <u>https://zeromq.org/</u>. [cit. 2024-09-22].

# Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS - Vedení operací ve vzdušném prostoru".

2024

# Vyhodnocení soutěže SUAS 2024 Lessons learned for competition SUAS 2024

Daniel Miarka, Jakub Hnidka

Katedra letecké techniky, Univerzita obrany, Brno, email: daniel.miarka@unob.cz,

#### jakub.hnidka@unob.cz

Michal Bureš, Vítězslav Rout, Jiří Holík, Vojtěch Zůbek

Fakulta vojenských technologií, Univerzita obrany, Brno, email: <u>michal.bures3@unob.cz.cz</u>, <u>vitezslav.rout@unob.cz</u>, jiri.holik2@unob.cz, <u>vojtech.zubek@unob.cz</u>

Abstrakt: Tento článek vyhodnocuje soutěž SUAS 2024, které se zúčastnili studenti Univerzity obrany. V první části článku je uveden popis projektu, jehož cílem byla kvalifikace na soutěž. Dále je popsáno využité projektové řízení a popis pravidel soutěže. Druhá část popisuje konstrukční změny na již existujícím UAS a provedené letové testy. Třetí část je zaměřena na tvorbu softwarové aplikace rozpoznání obrazu v reálném čase. Na závěr článek obsahuje vyhodnocení projektu.

Klíčová slova: UAS, letové testy, rozpoznání obrazu, projektové řízení

**Abstract:** The manuscript is dedicated to the evaluation of the SUAS 2024 competition, in which students from the University of Defence participated. The first part of the article provides a description of the project, which goal was to qualify for the competition. Furthermore, it describes the project management used and outlines the competition rules. The second part discusses the structural modifications made to the existing UAS and the flight tests conducted. The third part focuses on the development of a real-time image recognition software application. Finally, the article concludes with an evaluation of the project. **Keywords:** UAS, flight tests, image recognition, project management

# 1 Úvod do projektu

Dne 26. 6. 2024 se tým složený z vojenských i civilních studentů Univerzity obrany zúčastnil mezinárodní soutěže bezpilotních prostředků v americkém Marylandu. Na základě předchozích zkušeností se soutěžemi bezpilotních prostředků vlastní výroby byla vybrána jedna z nejobtížnějších soutěží nabízených studentům vysokých i středních škol.

Navzdory tomu, že ve zmíněném roce proběhl již 22. ročník soutěže s názvem Student Unmanned Aerial Systems (SUAS), došlo poprvé ke změně organizátora na RoboNation, Inc., který disponuje dlouholetými zkušenosti v oblasti podpory výzkumu bezpilotních systémů a robotiky. Dle subjektivních popisů zúčastněných studentů Univerzity obrany organizace akce proběhla bez větších obtíží, velkým přínosem byla nepřetržitá podpora organizátorů v průběhu realizace projektu vzhledem ke komunikaci a upřesňování pravidel.

Cílem projektu bylo splnit nutnou podmínku kvalifikace, kterou bylo odevzdání prezentačního videa dle kritérií stanovených pravidly soutěže. Po analýze pravidel bylo rozhodnuto, že dojde k modifikaci již existujícího bezpilotního prostředku, což se stalo hlavním úkolem oddělení konstrukce. Z důvodu, že nemuselo dojít ke kompletnímu návrhu a výrobě nového prostředku, byl v průběhu realizace projektu kladen důraz na projektové řízení, v důsledku čehož došlo k podrobnějšímu rozpadu struktury prací. Proto bylo v týmu založeno nové oddělení, jehož úkolem byla tvorba prezentačního videa. Poslední nezbytnou částí realizace se stal vývoj vlastní aplikace na rozpoznávání obrazu, díky kterému bylo zajištěno splnění podmínek pro kvalifikaci a tím i splnění cíle projektu.

#### 1.1 Pravidla soutěže

Po zveřejnění pravidel soutěže, které proběhlo 14. 9. 2023, byly stanoveny 2 hlavní milníky projektu. Prvním bylo odevzdání prezentačního videa stanovené na 1. 5. 2024 s možností dvoudenního pozdního odevzdání s až 90% ztrátou bodového ohodnocení. Po uplynutí časové doby 48 hodin následovala diskvalifikace. Druhým milníkem byla samotná soutěž, jejíž datum bylo stanoveno na 26. 6. 2024 a která se konala na letišti St. Mary's County Regional Airport (2W6) ve státě Maryland.

Nezbytnou podmínkou bylo nahrání specifikací bezpilotního prostředku na webový portál organizátora, jakými byly například typ, váha, rozměry prostředku i vrtulí, maximální doba letu nebo specifikace baterií včetně postupů jejich bezpečné likvidace stanovené výrobcem. Poznamenejme, že kromě výše zmíněných údajů udávaných v imperiálních jednotkách bylo nutné uvést i složení týmu s ohledem na jeho velikost, role jednotlivých soutěžících nebo počet studentů s vysokoškolským titulem, který nemohl přesáhnout 20 %. S ohledem na povinnost pilota bezpilotního systému vlastnit certifikát The Recreational UAS Safety Test (TRUST) bylo nutné test absolvovat a předložit certifikát rozhodčím při několika inspekcích.

Maximální vzletová hmotnost byla stanovena pravidly na 24,9 kilogramů spolu s požadavkem uletět 8,04 kilometrů v průběhu jednoho letu. Nad rámec požadavků na maximální poloměr otáčení nebo minimální úhel stoupání, které byly pro nás vzhledem k výběru konstrukce

nepodstatné, byla povinnost autonomně proletět body zadané GPS souřadnicemi spolu s výškami nad zemí s přesností do 7,6 metrů, kterou bylo třeba demonstrovat v konfiguraci autopilota. V průběhu konání mise bylo nezbytné neklesnout pod výšku 22,9 metrů nad zemí s výjimkou vzletu a přistání. Nepřetržité zobrazení aktuální výšky na displeji pozemní řídící stanice bylo pravidly vyžadováno po celou dobu letu pro případnou kontrolu rozhodčími.

## 1.2 Projektové řízení

S ohledem na přínosy strategického projektu Univerzity obrany byl při realizaci projektu kladen důraz nejen na osvojení technických a organizačních dovedností studentů, ale zejména na inovace v oblasti autonomních schopností bezpilotních prostředků. Proto byla stanovena ověřitelná kritéria hodnocení spolu s harmonogramem, jejichž cílem bylo monitorovat pokrok a současný stav realizace, za účelem zajištění, že nedojde k prodlení projektu [1].

Na základě logického rámce dle hlavních skupin činností byl sepsán rozpad práce spolu se strukturou práce. To umožnilo stanovení odpovědností jednotlivých studentů za konkrétní úkoly a ověřit jejich akceptační kritéria v termínech předání. Jedním z úkolů bylo vytvořit softwarovou aplikaci pro operační systém Windows. Pro zajištění vhodného návrhu byl vytvořen seznam funkcionalit s uživatelskými příběhy za účelem jednoduchého ovládání aplikace i při psychické zátěži. Funkcionalitám byly přirazeny priority vzhledem k požadavkům na termíny nasazení aplikace do reálného prostředí.

Studenti byli seznámeni s maticí odpovědnosti vytvořené v souladu se strukturou práce a byly jim přiřazeny role odpovědného, podílejícího se, schvalujícího nebo kontrolujícího, což umožnilo stanovení manažerů jednotlivých oddělení a definování odpovědností za skupiny úkolů.

Vzhledem k úpravě již existujícího bezpilotního prostředku došlo k tvorbě časového plánu s využitím agilních metod. Jednotlivé sprinty odpovídaly intervalům mezi letovými dny, kde docházelo k testování integrace produktů, které byly vytvořeny jednotlivými odděleními. S využitím retrospektivy proběhly úpravy v softwarové aplikaci a nastavení systému bezpilotního prostředku za účelem zajištění splnění demonstrace mise dle zadaných požadavků.

#### **1.3** Demonstrace mise

Minimálním počet operátorů stanovený pravidly byl 2. Bezpečnostní pilot, který zodpovídal v důsledku autonomního letu s výjimkou vzletu a přistání za korektní chování nakonfigurovaného autopilota, komunikoval v průběhu mise s operátorem pozemní řídící stanice, jehož úkolem bylo naplánovat autonomní misi dle rozhodčími stanovených parametrů. Kromě plánování letu

v souladu se zadanými body určenými souřadnicemi GPS a výškami nad zemí, byl operátor zodpovědný za nepřetržité informování bezpečnostního pilota o rychlosti a výšce nad zemí. Navzdory tomu, že stejnou oblast sdílely až 3 bezpilotní prostředky ve stejný okamžik, rozhodčí rozdělili letový prostor do 3 různých výšek nad zemí. Nejvyšší výška, kterou byl prostředek povinen dodržovat s přesností do 7,6 m, byla 91,4 m. Prostřední výška byla definována na 76,2 m a tým studentů Univerzity obrany obdržel výšku 60,9 m. Poznamenejme, že pravidla stanovovala pouze rozsah výšky letu a to od 22,9 do 121,9 m.

Počet operátorů, který byl stanoven na základě testů v průběhu letových dnů, byl 4. Kromě operátora, který vyměňoval konfiguraci podvěsného systému během mezipřistání, byl zvolen poslední operátor, který byl zodpovědný za rozpoznání cílů z přenosu videa v reálném čase a dále plánování vhodných míst pro shoz.

Vzhledem k limitovanému prostoru pro shazovací mechanismus bylo navrhnuto mezipřistání, během kterého jeden z operátorů vyměnil konfiguraci, z nichž první se skládala z kamery a shazovacího mechanismu s jednou PET lahví a druhá již obsahovala zbylé 4 PET lahve. Proto bylo nezbytné rozpoznat cíle a zjistit jejich GPS souřadnice již při prvním letu. Tomu bylo přizpůsobeno softwarové řešení a plánování autopilota.

Shazování na 4 cíle o velikosti papíru A4 s barevným podkladem a písmenem latinské abecedy bylo naplánováno na druhý let z důvodu, že posledním 5. cílem byla lidská figurína, která byla pro zvolené řešení jednodušeji rozpoznatelná, a proto se na ni shazovalo již při prvním letu.

## 2 Výběr vhodné platformy

Vzhledem k povaze mise je nejlepší volbou platforma pevného křídla se schopností kolmého startu (VTOL). Po zkušenostech z minulého ročníku jsme však změnili platformu z pevného křídla na multikoptéru, konkrétně kvadrokoptéru. Důvodem pro toto rozhodnutí jsou komplikace spojené s opravou a výrobou kompozitních dílů u pevného křídla. Kvadrokoptéra Káhira II, která byla navržena pro soutěž v Káhiře v roce 2022, svými vlastnostmi vyhovovala specifikům mise, ale bylo nutné ji upravit.

#### 2.1 Porovnání prostředku Káhira II s novou iterací

#### 2.1.1 Hlavní nosná deska

Hlavní změnou, co se týče konstrukce, bylo rozšíření těla, tak aby bylo schopno pojmout nové prvky avioniky. Pro toto tělo jsme se rozhodli prvotně využít FDM tiskárnu s možností kladení kontinuálních vláken a tím tvoření kompozitního dílu. Markofrged X7 disponuje možností tisku

z materiálu Onyx<sup>TM</sup> a uhlíkových nebo skelných vláken. Onyx<sup>TM</sup> je směsí nylonu a kousků uhlíku v neznámém poměru. Tato úprava snížila množství výplně, a to zmenšilo hmotnost hlavního prvku o 30% z původní hmotnosti 500g.



Obr. 1: Tělo z tiskárny Markforged X7

#### 2.1.2 Avionické systémy

Jednou z novinek je modul rozdělující napětí do čtyř linek: dvakrát 5,3V, jednou 8,4V a jednou 12V. Dvě linky s 5,3V jsou využívány pro napájení a zálohované napájení autopilota, zatímco 12V linka slouží k napájení telemetrie. K tomuto modulu je připojena proudová sonda PL-200, která je umístěna mezi bateriemi a napájecím modulem. Modul zpracovává data a posílá je do autopilota.

Pro zvýšení bezpečnosti jsme do systému přidali zařízení umožňující vysílání Remote ID. Vybrali jsme Atom UAV, který dokáže nejen vysílat své Remote ID, ale také přijímat ADS-B signály a zálohovat GNSS pozici pomocí další antény. Tento prvek komunikuje s autopilotem přes sériovou linku pomocí protokolu MAVLink. Algoritmus, který automatizuje úhybný manévr při zjištění kolizního kurzu, je nakonfigurován v autopilotu.

Klíčovou změnou v ovládání je integrace Herelink air unit a ovladače Herelink, které jsou přímo kompatibilní s autopilotem Cube. Ovladač zajišťuje jak přenos telemetrie, tak rádiovou komunikaci v pásmu 2,4 GHz. Na palubě dronu může jednotka přenášet až dva 4K video výstupy při 60 snímcích za sekundu. Ovladač je vybaven displejem s jasem až 1000 nitů a zároveň přenáší telemetrii přes Wi-Fi na pozemní stanici. Kombinace těchto funkcí však zvyšuje výkonové nároky, což způsobuje zahřívání ovladače, rušení a rychlejší vybíjení baterie.

#### 2.2 Návrh shozového systému

Podmínky mise se v tomto ročníku změnily, a bylo nutné přepravit 5 PET lahví o objemu 8 oz, což odpovídá přibližně 237 ml. Díky tomuto malému formátu bylo možné přepravit více lahví najednou, a proto bylo potřeba udělat pouze jedno mezipřistání k doplnění zásob. Klíčovou podmínkou bylo nepoškození nákladu. S ohledem na použití kvadrokoptéry se nabízelo využití vlastností visu, kdy by lahve byly na zem dopraveny pomocí bržděného lanka. Tento systém prošel několika iteracemi, ale každá z nich byla příliš těžká na to, aby bylo možné naložit čtyři lahve najednou. Rizikovému řešení s brzděním rázovým odtrhnutím jsme se chtěli vyhnout, a proto jsme zvolili padákové řešení. To je sice citlivé na vítr, ale nabízí lehké, kompaktní a snadno vyrobitelné provedení. Mechanismus odtrhnutí padáku fungoval tak, že špagát namotaný na cívce se rozvinul na délku 5 metrů a po otevření padáku se automaticky odtrhl. Toto řešení bylo zvoleno z bezpečnostních důvodů, aby nedošlo k tomu, že by se špagát dostal do oblasti vrtulí.

#### 2.3 Letové testy

Nežli jsme začali testovat provedení mise, museli jsme nejprve otestovat kvadrokoptéru jako takovou, po tom, co prošla již zmíněnými úpravami. První úlohou, kterou je potřeba naměřit, je výdrž ve visu. Nejprve bez zátěže a poté s plánovanou zátěží pro splnění zadání. Výdrž ve visu bez zátěže byla naměřena na 45 minut. Poté jsme se přesunuli na testy v dopředném letu. Jelikož máme na palubě již zmíněnou proudovou sondu PL-200, jsme tedy schopni spočítat spotřebovaný výkon.



Obr. 2: Graf energetické náročnosti

Z výkonu nám pak vychází graf energetické náročnosti. Tento graf nám poskytuje možnost vypočítat ideální režimy pro úkoly nejdelšího doletu a nejdelší výdrže ve vzduchu. Kdybychom graf prodloužili po jeho ose y, ukázala by se pro tento graf rychlost 17 m/s jako asymptota. Z toho vyplývá, že maximální rychlost tohoto stroje je 17 m/s.

Dále jsme vytvořili nástroj v programu LabView, kde jsme schopni vyhodnocovat energetickou náročnost zatáček. Zatím se však musí z programu manuálně vybrat úsek trasy, který chceme vyhodnocovat, poté jím nástroj proloží kružnici. Jako výstup je průměrná rychlost za tento manévr, spotřebovaný výkon a poloměr zatáčky. Z těchto dat jsme byli schopni sestavit tento graf, který opět ukazuje hodnotu 17 m/s jako maximální rychlost.



Obr. 3: Závislost rychlosti na poloměru zatáčky

## 3 Rozpoznávání obrazu

Komunikační platforma pro posílání telemetrických dat a přenos videa v reálném čase se se zkušenostmi z předešlých projektů ukázala jako dostatečná, a proto její změna nebyla součástí realizace projektu SUAS 2024. Pro zajištění spolehlivého procesu rozhodování o rozpoznaném cíli byla zvolena klasifikace operátorem s využitím osobního přenosného počítače. Ze studie proveditelnosti možných návrhů zpracování videa v reálném čase byl zvolen vývoj aplikace s vlastním grafickým uživatelským rozhraním pro operační systém Windows. Součástí existujícího komunikačního návrhu bylo využití komunikačního protokolu MAVLink, a proto

pro vývoj aplikace byl zvolen programovací jazyk Python, pro který existovala knihovna s názvem Pymavlink. Zároveň tento vysokoúrovňový programovací jazyk má širokou podporu pro vývoj vlastních grafických uživatelských rozhraní. Pro analýzu obrazu v reálném čase byla využita integrace přehrávače VLC, který s volitelným zpožděním zobrazuje přenášený obraz Real-Time Streaming Protocol (RTSP).

### 3.1 Zpracování dat

Spojení aplikace je navázáno přes bezdrátový modul připojený na Herelink ovladač. Dokumentace popisuje, že je nutné pymavlink spojení vytvořit na základě zadání IP adresy počítače, na kterém je spuštěno. IP adresa je získána aplikací automaticky. Jedno vlákno aplikace obsluhuje žádosti a odpovědi telemetrických dat z bezpilotního prostředku, zatímco další vlákno spouští grafické rozhraní knihovny PyAutoGUI a obsluhuje spuštění přehrávače VLC. vypočtení souřadnice cíle je třeba znát aktuální GPS souřadnice bezpilotního prostředku, které je periodicky vyžadováno spolu s aktuální výškou a orientací ve stupních, které odpovídá azimutu. Na základě kliknutí uživatele na cíl zobrazený v obrazovém přenosu jsou dopočítány jeho GPS souřadnice. Misí byla stanovena pevná výška skenování cílů na 25 metrů nad zemí, a ta je tedy ve výpočtu konstantou. Kamera disponuje možností obrazové stabilizace v několika



Obr. 4: Datový tok v aplikaci

krocích, při kterém se původní 6000x4000 rozlišení senzoru komprimuje na 1920x1080, a jelikož algoritmy těchto ořezů a komprimací výrobce nezveřejnil, provedli jsme měření šířky a výšky obrazu z 25 metrů. Finální konstantou ve výpočtech je šířka obrazu 44 metrů a výška 24 metrů. Poté jsou souřadnice uloženy do textových souborů a na základě kterých jsou naplánovány jednotlivé mise včetně shozu, průběžného přistání a provedení druhého letu přes zaslání souřadnic bodů do autopilota a zahájení mise.

#### 3.2 Uživatelské rozhraní

Operátor aplikace z hlediska času mise měl okolo 2 minut na rozpoznání 5 cílů. Z tohoto důvodu byl kladen velký důraz na co nejjednodušší použití grafického rozhraní i pod zátěží. Při fázi skenování si operátor postupně ukládat ty snímky, které považoval za relevantní, a které následně analyzoval. Po vyznačení cíle myší mu bylo zobrazeno dialogové okno, které obsahovalo informace o vypočítané vzdálenosti cíle od bezpilotního prostředku spolu s azimutem. Dále byly zobrazeny i GPS souřadnice, u kterých byl proveden automatický test, zdali se nacházejí v místě určeném pro shoz. Po provedení vizuální kontroly údajů byly na základě stisknutí příslušného tlačítka informace buď uloženy nebo zahozeny.

Po fázi skenování operátor vybral, kolikátý cíl byl rozpoznán. To ovlivňovalo podobu následné mise, které byly GPS souřadnice postupně přiřazovány. Při výběru prvního cíle bylo dle návrhu mise a zvolení operátora do mise přidáno vrácení se na místo přistání obdobně jako u cíle posledního. Mezi prvním a posledním cíle byla vždy doplněna posloupnost bodů, které byly zadány rozhodčími. Tyto body operátor obdržel přenosem přes sériovou sběrnici pomocí paměťového zařízení s typem paměti flash z řídící pozemní stanice.

## 4 Vyhodnocení projektu

Po úpravách již existujícího bezpilotního prostředku jsme vytvořili konkurenceschopný prostředek, který byl vhodný pro plnění požadavků na misi stanovených organizátorem soutěže. U avionických komponent se potvrdil v místních podmínkách problém s přehříváním Herelink ovladače, který se stal limitujícím výkonnostním faktorem. Softwarová aplikace se v případě volby rozpoznávání obrazu člověkem jevila jako dostatečná, při které operátor dosahoval vysoké spolehlivosti. Důraz na projektové řízení zajistilo včasné dodání jednotlivých produktů odděleními a jednotlivé letové dny s řádným vyhodnocení zajistily efektivní práci jednotlivých manažerů oddělení. Poznamenejme, že tento mezikatederní projekt Univerzity obrany by dosáhl lepších výsledků, kdyby se podařilo zapojit více vojenských i civilních studentů.

Účastí na soutěži byly získány cenné zkušenosti všemi odděleními primárně z konverzací s ostatními týmy a jejich pozorováních. Po úspěšné kvalifikaci na soutěž SUAS 2024 byl cíl projektu splněn.

## Literatura

PITAŠ, Jaromír. *Přístupy k řízení*. Vydání: první. Brno: Univerzita obrany, 2016. ISBN 978-80-7231-381-5.

# Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS – Vedení operací ve vzdušném prostoru"

# Troubleshooting letadlových soustav Troubleshooting of aircraft systems

#### Martin Orlita

AERO Vodochody AEROSPACE a.s., e-mail: martin.orlita@aero.cz

Abstrakt: Prezentace řeší problematiku integrace a zkoušení elektromechanických posilovačů na letounech s přímými trasami řízení, ke kterým jsou posilovače připojeny paralelně. Takové řešení umožňuje použít systém s nižší úrovní zálohování než u nevratných systémů. Na rozdíl od nevratných systémů ale právě zpětný přenos dynamického zatížení z výstupu k posilovači znamená složitější řešení stability na úrovni samotného řídícího zákona posilovače tak i v rámci pružného letounu s potenciálem vazby na aeroelastické jevy. K ladění systému je použito relativně tuhých stendů s kompletní trasou řízení se zatěžováním na straně kormidel. Fáze zkoušení je pak rozdělená na funkční zkoušky – tedy ověření sil od posilovače při různých výchylkách a obecné stability na prázdno a se zatížením, dále pak na měření přenosových funkcí za účelem integrace do aeroelastického modelu letounu. Finální letové ověření je podobně rozděleno na otevření obálky letounu s vyhodnocením stability systému a funkční ověření vlastností letounu s posilovačem.

Klíčová slova: elektromechanický posilovač, funkční zkoušky posilovače

Abstract: The presentation addresses the issue of integration and testing of electromechanical boosters on airplanes with direct control paths, to which the boosters are connected in parallel. Such a solution makes it possible to use a system with a lower level of backup than with irreversible systems. Unlike irreversible systems, however, the reverse transfer of the dynamic load from the outlet to the booster means a more complex stability solution at the level of the booster control law itself, as well as within a flexible airplane with the potential of binding to aeroelastic phenomena. To tune the system, relatively stiff stands with a complete steering route with loading on the rudder side are used. The testing phase is then divided into functional tests – i.e. verification of the forces from the booster at various deflections and general stability when empty and with load, as well as measurement of transfer functions for the purpose of integration into the aeroelastic model of the aircraft with an evaluation of system stability and functional verification of the characteristics of the aircraft with booster.

Keywords: electromechanical boosters, booster functional tests

# Study of a propeller with a low acoustic trace Studie rotující nosné plochy s nižší akustickou stopou

Pham Van Dong

University of Defence Brno, email: vandong.pham@unob.cz, Dalibor Rozehnal University of Defence Brno, email: dalibor.rozehnal@unob.cz.

Abstrakt: Článek se zabývá základní studií toroidní vrtule s dostupným 3D modelem. Studie se zaměřuje na provádění experimentů a simulací. Experimentální část zahrnuje proces 3D tisku, instalaci vrtule a měření v aerodynamickém tunelu. Souběžně probíhají simulace v prostředí Ansys Workbench pro ověření experimentálních výsledků. Hodnocení kvality vrtule je založeno na získaných výsledcích a porovnání experimentálních a simulačních výsledků. Na základě tohoto hodnocení jsou navrženy nové směry výzkumu.

Klíčová slova: Toroidní vrtule; Experiment; Aerodynamický tunel; Simulace; Aerodynamická charakteristika.

**Abstract:** The article deals with a basic study of a toroidal propeller with an available 3D model. The study focuses on performing experiments and simulations. The experimental part includes the 3D printing process, propeller installation, and wind tunnel measurements. Simultaneously, simulations are performed in the Ansys Workbench environment to verify the experimental results. The evaluation of the quality of the propeller is based on the obtained results and the comparison of experimental and simulation results. Based on this evaluation, new directions for research are proposed.

**Keywords:** Toroidal propeller; Experiment; Wind tunnel; Simulation; Aerodynamic characteristic.

## 1 Introduction

Recently, toroidal propellers have attracted attention since the research of the Lincoln Laboratory at the Massachusetts Institute of Technology (MIT) was published. This research confirms that toroidal propellers are capable of generating less noise than conventional propellers while still ensuring efficiency. [1] However, the publication from MIT does not include the usual aerodynamic and power characteristics that are required when evaluating a

propeller before it is put into use. Thus, it raises and suggests the first problematic is comprehensive research to evaluate this special propeller type.

The content presented in this article can be considered the result of the first stage of a long and in-depth research. This study was carried out with an available propeller model and included experiments in the wind tunnel at the University of Defence Brno and numerical simulations. The experimental process began by 3D printing with plastic material to obtain a complete propeller, followed by installing the propeller on the electrical engine, setting measuring parameters, and doing experiments with the support of the software LabVIEW. Simultaneously, simulations were performed in the Fluent module of Ansys Workbench to verify the measured results.

This article describes the above study process, including the preparation process, technical parameters of experiments and simulations, and obtained results. From there, an overall evaluation of the quality of the propeller model is provided, and new research directions are proposed for the future.

#### 2 Theoretical background

The three basic parameters of a propeller are thrust (1), power (2), and torque (3). With the given air density  $\rho$ , revolutions per second *n*, propeller diameter *D*, thrust coefficient  $c_T$ , power coefficient  $c_N$  and torque coefficient  $c_M$  enable the calculation of these parameters.

$$T = c_{\tau} \rho n^2 D^4 \tag{1}$$

$$N = c_N \rho n^3 D^5 \tag{2}$$

$$M = c_M \rho n^2 D^5 \tag{3}$$

Propeller as the propulsion can operate in different conditions depending on the vehicle's velocity. As the thrust and torque are the results of aerodynamic forces differences of the air stream around propeller blades effects in change of the parameters. Instead of being independent coefficients, the  $c_T(\lambda)$  and  $c_N(\lambda)$  are the functions of the advance ratio (4), where  $V_0$  is the velocity of the air in reference to the vehicle. [2]

$$\lambda = \frac{V_0}{n \cdot D} \tag{4}$$

The propeller's efficiency coefficient  $\eta$  (5) can be calculated based on the relationship of the advance ratio  $\lambda$  and the ratio between the thrust coefficient  $c_T$  and the power coefficient  $c_N$ .

$$\eta = \lambda \frac{c_T}{c_N} \tag{5}$$

## **3** The propeller model used for study

This study did not require a new propeller design but instead the search and selection of an available toroidal propeller model. The selected propeller model was designed by A-11\_Designs and uploaded to the Cults3D website. [3] The geometry of the selected toroidal propeller is shown in Figure 1.a) below. As an extension at the beginning of the article, Figure 1.b) shows the result of the next phase of the research, which is a newly designed toroidal propeller, after evaluating the quality of the used model and drawing on the experiences gained during the study.



Figure 1. a) The available model used for study b) The newly designed toroidal propeller

Figure 1 clearly shows the geometrical difference between toroidal and classical propellers. The blades of toroidal propellers bend around the toroidal structure and form a nearly closed curve. The technical parameters of the propeller are shown in Table 1.

Parameter	Available model	Newly designed model	Unit
Hub inner diameter	6	4	[mm]
Hub outer diameter	25	30	[mm]
Propeller diameter	254	250	[mm]
Direction of rotation		CCW	

Table 1. Technical parameters of the toroidal propellers.

## 4 Experimental process

### 4.1 3D Printing

To save time, the propeller was produced by 3D printing on a Prusa MK3.9 printer. The printing material was PETG plastic because of its advantages: good adhesion between layers, minimal deformation during printing, good resistance in low-temperature environments, chemical resistance against bases and acids, and an absence of odor while printing. [4] Once the 3D printing process was completed, the propeller surfaces were machined using grinding to remove residual filler material and smooth the surface. However, the propeller production by 3D printing with plastic material has obvious weaknesses: it creates significant geometrical errors compared to the digital model, and the propeller has low strength. This certainly has a negative impact on the experimental results.

The 3D printing parameters are shown in the Figure 2 below.



Figure 2. Parameters of 3D printing.

#### 4.2 Measuring station

The characteristics of the toroidal propeller were measured in the wind tunnel at the University of Defence in Brno. The measuring station is fully automated and can measure propeller aerodynamic and power characteristics in static and dynamic modes.

Propulsion power	P = 18  kW
The diameter of the measuring space of the tunnel	$D_{ms} = 0.6 \text{ m}$
Maximum speed	$V_{max} = 42 \text{ ms}^{-1}$
Minimum adjustable speed	$V_{min} = 2 \text{ ms}^{-1}$
Speed deviation in measuring space on average.	$\Delta V < \pm 1.5\%$
Maximum diameter of the propeller	D = 0.5 m



Figure 3. Scheme of the circulation wind tunnel at the University of Defence.



Figure 4. Propeller and electrical engine in measuring space.

A T-ENGINE manufacturer's BLDC (Brush Less Direct-Current) engine was used to drive the propeller. The BLDC engine was powered by the ESC controller, which is part of the measuring station. The measuring space with the propeller and engine can be seen in Figure 4.

Experiments were performed to measure the aerodynamic and power characteristics of the propeller in two cases: static ( $V_0 = 0 \text{ m.s}^{-1}$ ) and dynamic ( $V_0$  increasing from zero to max. velocity). RPM was gradually increased from 3200 to 5000 min<sup>-1</sup> when measuring in static

2024

mode. When measuring in dynamic mode, RPM was fixed constant at three specific values, and the airflow velocity in the wind tunnel increased gradually from 0 to 15 m.s<sup>-1</sup>. The selected RPM values were 3350, 3650, and 4050 min<sup>-1</sup>. The data acquisition system was built on the NI SCXI platform, and the application was written in LabVIEW. The measurement was set to monitor the thrust, power, and efficiency of the propeller. [5]

#### 4.3 Measured results

The experimental process obtained quite a lot of results; however, in this section, the focus is on some main characteristics of the propeller, which are represented as graphs.

The graphs shown in Figures 5, 6, and 7, respectively show the relationship between the coefficient of thrust, power, torque ( $c_T$ ,  $c_N$ ,  $c_M$ ) and output power from the power unit ( $P_{out}$ ). These are non-dimensional quantities and are measured in static mode.

The graph in Figure 5 shows that the measured propeller power values are in a range from 6 to 26 W, and the thrust coefficient  $c_T$  is in a range from 0.051 to 0.061. When the power increases from 6W to 10W, the thrust coefficient is relatively stable around 0.060, and the change is negligible. However, when the power is greater than 10W, the thrust coefficient tends to decrease.



Figure 5. Graph of thrust coefficient and output power.

The graph in Figure 6 shows that the value of the power coefficient  $c_N$  is in a range from 0.035 to 0.042. When the power increases from 6W to 10W,  $c_N$  also tends to increase from 0.036 and reaches the maximum value of 0.042 again  $P_{out} = 10$ W. When the power increases from 10 W to nearly 26W,  $c_N$  tends to decrease and reaches a value  $c_N = 0.035$ .



Figure 6. Graph of power coefficient and output power.

The graph in Figure 7 shows that the value of the torque coefficient  $c_M$  is in a range from 2.8·10<sup>-6</sup> to  $3.4 \cdot 10^{-6}$ . As the power increases from 6W to 10W, the torque coefficient also increases from 2.9·10<sup>-6</sup> and reaches a maximum value of  $3.4 \cdot 10^{-6}$ . As the power increases from 10W to 26W,  $c_M$  tends to decrease and reaches a minimum value of  $2.8 \cdot 10^{-6}$ .



Figure 7. Graph of torque coefficient and output power.

In general, it can be observed that the change in quantities and when Pout increases does not have a clear trend.

As the power consumed by the propeller increases, the propeller revolutions increase, and the Reynolds number of the propeller blades increases, too. Increasing the Reynolds number has a positive effect on the aerodynamic characteristics of the propeller blades. Simultaneously, as the propeller speed increases, the propeller disk area increases of load, and this effect is always associated with an increase in induced losses on the propeller blades.

Figure 8 shows the dependence of static thrust and efficiency on revolutions (RPM) of the propeller. It can be seen that as RPM increases, the static thrust generated by the propeller increases. The propeller quality coefficient, expressed as the ratio of power input to propeller generated thrust, W/N increases. An increasing value of W/N means that the power required to achieve a unit thrust increases with increasing revolutions. Thus, we find the propeller efficiency decreases as the value of the W/N ratio increases.



Figure 8. Dependence of static thrust and efficiency on propeller RPM.

Figure 9 shows the dependence of the dynamic thrust generated by the propeller on the gradual increase in the velocity of the incoming air at the propeller. As mentioned in Section 4.2, the propeller revolutions are kept quasi-constant during this measurement. Therefore, the graph in Figure 9 includes three lines showing dynamic thrust values at RPM levels 3350, 3650, and 4050 min<sup>-1</sup>. From the value of thrust at velocity  $V_0 = 0$ , the dynamic thrust tends to increase slightly and then gradually decrease to zero in the zero propeller thrust mode.



Figure 9. Dependence of dynamic thrust on airflow velocity.
Figure 10 shows the dependence of the power consumed by the propeller on the speed of the incoming airflow. This output is used in conjunction with the dynamic thrust measurement mentioned above. Here, the value of the propeller power also tends to increase slightly and then gradually decrease to zero in the zero propeller thrust mode.



#### Power of propeller Toroid $\phi$ D-254 mm ho=1.156 kg·m<sup>-3</sup>

Figure 10. Dependence of propeller power on airflow velocity.

#### 5 Simulations in Ansys Workbench

#### 5.1 Simulation model

Numerical simulations were performed in the Fluid Flow (Fluent) module of the Ansys Workbench environment to verify the experimental results. The CFD simulations of the virtual model use steady-state conditions. The simulation domain for this study is shown in Figure 11. Note that the propeller object is replaced with a thin disk for the virtual model. [6]

The simulation collected data to create graphs showing the dependence of static thrust on RPM and dynamic thrust on airflow velocity. In the first group of simulations, the airflow velocity was set to 0 ms<sup>-1</sup>, and RPM was gradually increased from 3000 to 5200 min<sup>-1</sup>. In the second group of simulations, for each fixed RPM (3350, 3650, 4050 min<sup>-1</sup>), the airflow velocity gradually increased from 0 until the thrust reached a negative value.



Figure 11. CFD simulation domain. a) top view, b) side view.

#### 5.2 Simulation results

Figure 12 shows the simulated static thrust values when RPM gradually increases from 3000 to 5200 min<sup>-1</sup>. It can be seen that the graph curve approximates a parabola. This is consistent with the theory when during the calculation process,  $V_0 = 0$ , from that  $c_T = c_T \rho n^2 D^4$  is a quadratic function of *n*.



Figure 12. Simulated static thrust with increasing RPM.

Figure 13 shows the gradual decrease of dynamic thrust created by the propeller as the airflow velocity gradually increases. The value of the dynamic thrust reaches its maximum when  $V_0 = 0$  (static thrust) and gradually decreases until the value is 0. It can be observed that the curves in the graph are not smooth, and the value of the static thrust is unstable in the specific range of  $V_0$ .



Figure 13. Dependence of simulated dynamic thrust on airflow velocity.

#### 6 Evaluation of the propeller quality

From the obtained experimental and simulation results, the quality of the propeller has been evaluated overall to draw new experiences and research directions.

First of all, it can be noted that the thrust, power, and torque coefficients of the propeller are tiny. This results in the corresponding absolute values of thrust, power, and torque being low relative to the propeller diameter.

As for the measured static thrust, when RPM is 3200 min<sup>-1</sup>, its value only reaches approximately 0.8 N, and when RPM is 5000 min<sup>-1</sup>, its value reaches 1.8 N. The static thrust increases unevenly, and its trend line corresponds to the theoretical parabola.

In the numerically simulated calculation, however, the value of the dynamic thrust continues to decrease as the velocity of the airflow into the propeller disk increases.

For the simulated static thrust, the obtained value is slightly higher than that measured in the wind tunnel. Simultaneously, as commented in section 5.2., the trendline is a parabolic line, consistent with theory. The above difference between the experimental and simulated values

can be explained by geometric variations of the actual propeller and the digital model used in the simulation.

Furthermore, as shown in Figure 10, the measured output power of the propeller is very small. At 3350 RPM, the propeller power consumption, in static mode of operation, is approximately 8 W. As the speed of the incoming airflow increases, simulating forward flight, the thrust gradually decreases to zero value. This condition is reached at  $V_0 = 35$  km.h<sup>-1</sup>. A similar trend occurs at a propeller RPM 4050. The propeller power input in the static mode of propeller operation, i.e. at  $V_0 = 0$  m.s<sup>-1</sup>, reaches 13 W. As the "airspeed" increases, the propeller thrust first increases slightly with a subsequent decrease in thrust to zero value. This condition is reached at  $V_0 = 45$  km.h<sup>-1</sup>.

The propeller quality coefficient, expressed as a ratio of input power to output thrust, ranges from 8 W/N to 14 W/N. An increasing W/N value means that the power required to achieve a unit thrust increases with increasing revolutions. Therefore, the propeller decreases efficiency as the W/N ratio increases. The maximum values of the axial efficiency of a toroidal propeller are quite low, reaching values around 25% to 28%.

Based on the obtained results, it can be concluded that the toroidal propeller model tested in this study achieves low aerodynamic and performance parameters. One of the reasons for this is the 3D printing quality of the model of the toroidal propeller. The model exhibited relatively large deviations in the geometry of propeller blades compared to the digital model. In addition, the model showed insufficient dimensional stability during rotation, i.e., loading by centrifugal forces.

It was confirmed that the quality of the manufacturing process is essential in the production of propeller prototypes. The geometric deviations between the digital model of the propeller and the 3D printed model should be minimal. Furthermore, it is necessary to ensure that the model is rigid enough to avoid unwanted aeroelastic deformations of the propeller blades during propeller rotation.

#### 7 Conclusion

The present study, dealing with new geometries of toroidal-shaped propellers, fulfilled its objectives.

The study began by selecting a suitable available toroidal blade model, then 3D printing and conducting experiments in a wind tunnel. The aim was to determine the aerodynamic and

performance characteristics of the toroidal propeller. Simultaneously, numerical simulations were performed in the Ansys Workbench environment to verify the experimental results.

The results show that the propeller has a low thrust and low power input, from which it can be concluded that its geometry is not suitable. This can be considered one of the first conclusions about toroidal propellers.

The proposed future research direction is to design a new toroidal propeller that would improve the aerodynamic deficiencies of the tested toroidal propeller. Finding a suitable geometry for toroidal propellers is necessary before we can begin research on their acoustic properties. The goal is to determine the practical applicability of toroidal propellers.

While conducting the study, we gained more expertise on the properties of toroidal propellers. We became familiar with scientific research methods, improved wind tunnel experiments, and performed several numerical simulations. These findings motivate us to continue our research in the following phases.

## References

- [1] MIT LINCOLN LABORATORY, "Toroidal Propeller," 2022
- [2] Jacek Pieniazek, Piotr Ciecinski, "Measurement system for small propeller propulsion," in 2021 IEEE 8th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), Naples, Italy, 2021.
- [3] "PROPELLER TOROIDAL," Cults3D, [Online]. Available: https://cults3d.com/en/3d-model/gadget/toroidal-propeller-q\_silver. [Accessed 15 12 2023].
- [4] Unionfab, "PETG," Unionfab, 2024. [Online]. Available: https://www.unionfab.com/materials/fdm/petg. [Accessed 2 4 2024].
- [5] Jakub Hnidka, Dalibor Rozehnal and Van Bang Nguyen, "Evaluation of BEM Calculation Method used for," in *International Conference on Military Technologies* (*ICMT*) 2019, Brno, Czech Republic, 2019.
- [6] T. Yomchinda, "Simplified Propeller Model for the Study of UAV," in *5th Asian Conference on Defense Technology (ACDT)*, Hanoi, Vietnam, 2018.

## Dedikace

Článek vznikl v rámci řešení projektu SV23- 206/2. Název projektu: "Letové výkony a provoz letecké techniky při nestacionárním obtékání rotující nosné plochy II".

# Experimentálne merania amorfných magnetických mikrodrôtov pre potreby RTD magnetometra

# Experimental measurements of amorphous magnetic microwires for the RTD magnetometer

Adam Polakovič

Katedra leteckej technickej prípravy, Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach, email: <u>adam.polakovic@tuke.sk</u>,

Pavol Lipovský

Katarína Draganová

Katedra leteckej technickej prípravy, Letecká fakulta Technickej univerzity v Košiciach, email: <u>katarina.draganova@tuke.sk</u>

Abstrakt: Vzhľadom na ich rozmery, hmotnosť a magnetické vlastnosti, sú magnetické mikrodrôty vhodné na použitie v magnetometroch typu RTD (Residence Times Difference). Výber chemického zloženia materiálu použitého na výrobu mikrodrôtu a následné postprodukčné procesy majú výrazný vplyv na kvalitu mikrodrôtu, a teda aj na kvalitu signálu získaného zo samotného magnetometra. Cieľom tejto práce je zhrnúť výsledky získané z experimentálneho merania parametrov pre vybrané vzorky sklom potiahnutých amorfných magnetických mikrodrôtov s rôznymi zloženiami a postprodukčnými procesmi.

Kľúčové slová: Magnetický amorfný sklom potiahnutý mikrodrôt, RTD magnetometer

**Abstract:** Due to their dimensions, weight, and magnetic properties, magnetic microwires are suitable for use in Residence Time Difference (RTD) magnetometers. The choice of material composition for creating the microwire and the subsequent post-production processes significantly impact the quality of the microwire and, consequently, the quality of the signal obtained from the magnetometer. The aim of this paper is to summarize the results obtained from the experimental measurement of parameters for selected samples of glass-coated amorphous magnetic microwires with varying compositions and post-production processes. **Keywords:** Magnetic amorphous glass-coated microwire, RTD magnetometer

## 1 Teoretický základ

V oblasti bezpilotných prostriedkov (UAV), ktorá je predmetom výskumu na Katedre leteckej technickej prípravy Leteckej fakulty Technickej univerzity v Košiciach, ako aj vo všeobecnosti, sa kladie veľký dôraz na hmotnosť zariadení umiestnených na palube UAV. Na zníženie hmotnosti magnetometrických systémov pre použitie na UAV bol výskumným tímom Katedry leteckej technickej prípravy vyvinutý magnetometer založený na RTD princípe využívajúci magnetické amorfné sklom potiahnuté mikrodrôty ako elementy jadra [1, 2].

Mikrodrôty sú vyrábajú ako tenké vlákna z kovových zliatin, najčastejšie na báze niklu, železa alebo kobaltu. Na zlepšenie ich mechanických a chemických vlastností a na zabezpečenie izolácie a vyššej odolnosti sú zvyčajne pokryté vrstvou skla. V súčasnosti je najpoužívanejšou metódou na výrobu mikrodrôtov Taylor-Ulitovského metóda. Táto metóda umožňuje vytvorenie veľkého množstva mikrodrôtového vlákna z malého množstva zliatiny (1 kg zliatiny môže vyprodukovať približne 40 000 km vlákna s priemerom 20 µm). Rozmery mikrodrôtov sa pohybujú od 1 do 50 µm, pričom hrúbka skla sa pohybuje v porovnateľných úrovniach ako hrúbka samotného mikrodrôtu [3-5].

Okrem merania magnetických polí sa magnetické mikrodrôty používajú aj v senzoroch na meranie tlaku, mechanického napätia alebo teploty. Jednou z výhod používania magnetických mikrodrôtov je možnosť súčasného merania dvoch veličín. Táto metóda spočíva v meraní magnetického poľa a súčasného merania zvolenej veličiny. Výhody magnetických mikrodrôtov možno zhrnúť nasledovne:

- veľmi malé rozmery a váha,
- nízke náklady na výrobu, a teda veľmi nízka obstarávacia cena,
- odolnosť voči externým vplyvom a korózii vďaka sklenenej izolačnej vrstve,
- a nízka spotreba energie z dôvodu rozmerov a hmotnosti.

RTD magnetometre sa používajú v rôznych oblastiach, vrátane navigácie, vesmírneho prieskumu, bezpečnosti a magnetometrických prieskumov. Vývoj RTD magnetometra s jadrom z mikrodrôtu bol motivovaný potrebou aplikácií v oblastiach navigácie, magnetometrického prieskumu a detekcie magnetických anomálií pomocou UAV zariadení [2, 3, 6]. Vykonané experimentálne merania využívali modifikovaný RTD magnetometer, ktorý vyvinuli výskumníci z Katedry leteckej technickej prípravy Leteckej fakulty Technickej univerzity v

Košiciach [2, 7]. Veľká časť zo sklom potiahnutých bistabilných amorfných magnetických mikrodrôtov je vďaka svojim mechanickým a predovšetkým magnetickým vlastnostiam vhodná pre aplikácie v RTD magnetometroch, a z toho dôvodu sa testovanie zameralo výhradne na tento typ mikrodrôtu [8-10].

# 2 Princíp merania magnetického poľa pomocou magnetického mikrodrôtu

Metódy snímania možno všeobecne rozdeliť do dvoch skupín: kontaktné a bezkontaktné. Kontaktné metódy zahŕňajú meranie magnetického poľa pomocou GMI efektu alebo Matteucciho efektu, pričom mikrodrôt musí byť pevne a elektricky pripojený k meracej elektronike, pričom ním preteká prúd. Bezkontaktné metódy zahŕňajú indukčné metódy, pri ktorých mikrodrôt nie je fyzicky spojený s meracím zariadením. Namiesto toho sa informácie o magnetickom poli získavajú snímaním magnetického poľa samotného mikrodrôtu. Z hľadiska relatívneho umiestnenia mikrodrôtu a systému cievok možno bezkontaktné metódy ďalej rozdeliť na externé a interné. Pri externých metódach je mikrodrôt umiestnený mimo systému cievok, zatiaľ čo pri interných metódach sa nachádza vo vnútri systému cievok.

Keďže RTD magnetometer funguje na princípe bezkontaktného merania magnetického poľa, kontaktné metódy merania budú v diskusii vynechané. Nasledujúca časť sa zameriava na metódu snímania  $H_{SW}$  (Hysteresis Switching Window).

#### 2.1 Snímanie spínacieho poľa

Hodnota  $H_{SW}$  závisí od dĺžky, hrúbky a najmä od chemického zloženia mikrodrôtu. Keď vonkajšie magnetické pole dosiahne špecifickú hodnotu pre daný mikrodrôt, magnetická polarizácia domén mikrodrôtu sa náhle zmení. Počas procesu magnetizácie sa doménová stena pohybuje pozdĺž mikrodrôtu, čo spôsobuje dočasnú zmenu magnetického toku v jeho okolí. Meranie sa zakladá na jave, pri ktorom sa v sekundárnej cievke indukuje napätie úmerné miere zmeny magnetického toku. Primárna cievka zabezpečuje zmenu vonkajšieho (budiaceho) poľa, a tým aj magnetizáciu mikrodrôtu. V tomto usporiadaní funguje mikrodrôt ako jadro cievkového systému a aj ako spínací prvok. Primárna cievka je exitovaná prúdovým signálom s trojuholníkovým priebehom. Pole indukované primárnou cievkou sa superponuje na vonkajšie magnetické pole  $H_{EX}$ . V momente dosiahnutia hodnoty  $H_{SW}$  sa magnetizácia v mikrodrôte rýchlo zmení. Prechod steny domény indukuje napätie v sekundárnej cievke, ktoré sa prejavuje

ako napäťová špička (viď. Obr. 1). Po dosiahnutí maxima excitačného poľa sa proces opakuje s opačnou polaritou.



Obr. 1: Napäťové špičky a signál pre optočlen

Trojuholníkový budiaci signál, a tým aj budiace pole, majú svoje priebeh definovaný lineárnymi rovnicami. Pri znalosti sklonu priamky, maximálnej hodnoty a meraním času medzi začiatkom budenia a príchodom napäťovej špičky zo sekundárnej cievky môžeme vypočítať hodnoty pre spínacie pole a súčasne vonkajšie magnetické pole [1, 2, 7].

Ak poznáme rozdielové časy  $t^+$  a čas  $t^-$  a súčasne hodnotu budiaceho poľa, je možné pomocou rovnice (1), vypočítať hodnotu externého magnetického poľa, kde  $H_{EX}$  je výsledné vypočítané magnetické pole,  $H_{exc}$  je hodnota budiaceho magnetického poľa, K je prevodová konštanta a T je perióda signálu:

$$H_{EX} = -\frac{H_{exc}}{T}(t^+ - t^-) = K(t^+ - t^-)$$
(1)

## 3 Ciele experimentálnych meraní

Cieľom experimentálnych meraní je identifikovať a vybrať najvhodnejšie vzorky magnetických mikrodrôtov na použitie v RTD magnetometri. Sledované parametre pre jednotlivé vzorky sú: úroveň napäťovej špičky, šum systému v externom magnetickom poli a rozsah merania magnetického poľa.

#### 3.1 Testované vzorky magnetických mikrodrôtov

Na účely experimentu bolo vybraných päť vzoriek bistabilných magnetických mikrodrôtov, ktorých zloženie je zhrnuté v Tab. 1.



Tab. 1: Zloženie jednotlivých vzoriek magnetických mikrodrôtov

Bistabilita magnetických mikrodrôtov je potvrdená meraniami charakteristík M/H zobrazenými na Obr. 2. Výber vzoriek bol založený na schopnosti magnetických mikrodrôtov generovať napäťovú špičku pri aktuálnych nastaveniach analógového excitačného obvodu v magnetometrickom systéme. Vzorky s vysokým  $H_{SW}$  nedokázali vygenerovať detekovateľný napäťový impulz, čo ich robí nevhodnými pre súčasné nastavenie systému. Všetky testované vzorky boli schopné vygenerovať detekovateľný napäťový impulz v sekundárnej cievke. Úrovne napäťových špičiek sa pohybovali od 2 do 6 V (viď. Tab. 2).



Obr. 2: *M/H* charakteristiky pre jednotlivé vzorky

## 4 Princíp merania

Meranie prebiehalo v laboratórnych podmienkach pri izbovej teplote a bežných elektromagnetických podmienkach (nízka aktivita rozvodnej siete). Na tento účel bola použitá topológia RTD magnetometra, diskutovaná v [2, 3, 7]. Meranie magnetického poľa spočíva v meraní času medzi dvoma napäťovými špičkami (viď. Obr. 1) [2, 3, 7]. V ideálnom prípade by magnetometrický systém mal detegovať iba magnetické pole v jeho okolí, avšak šum z elektroniky samotného magnetometrického systému vstupuje do procesu merania a ovplyvňuje výsledný signál. Napriek šumu pochádzajúceho z analógovej elektroniky je primárnym zdrojom šumu pri použití magnetických mikrodrôtov samotný mikrodrôt. Vyhodnotenie experimentálnych meraní zahŕňa konverziu nameraných časových intervalov na hodnoty magnetického poľa v jednotkách nT. Výpočtom koeficientov lineárnej aproximácie sa získali výsledné koeficienty priamky (K = 1,06532563, a = 261,64665039). Z dôvodu identického nastavenia analógovej budiacej elektroniky magnetometrického systému, je možné uvažovať koeficienty priamky spoločné pre všetky testované vzorky. Prenosová charakteristika bola meraná pomocou kalibračnej cievky s pomerom  $1 \text{ mA} = 1 \mu \text{T}$ . Kalibračné magnetické pole pre účel zmerania prenosovej funkcie systému sa pohybovalo v rozsahu od -100 do 100  $\mu$ T v krokoch po 20 µT. Na vyhodnotenie meraní vo frekvenčnej oblasti boli využité výpočty FFT (Fast Fourier Transform) a PSD (Power Spectral Density).

## 5 Výsledky merania

Pre každú vzorku je potrebné definovať nasledujúce veličiny a hodnoty: úroveň napäťovej špičky pri konštantnom nastavení budiacej analógovej elektroniky,  $H_{SW}$  a hodnotu maximálneho meracieho rozsahu (s komparačnou úrovňou systému nastavenou na približne 1,5 V pre všetky merania).

Testovaná vzorka	Napäťová úroveň špičky (V)	$H_{SW}(A/m)$
$Co_{68}Mn_7B_{15}Si_{10}$	2	137
Co <sub>75</sub> Fe <sub>5</sub> Si <sub>15</sub> B <sub>1</sub>	3,8	181
$Fe_{36}Co_{40}B_{13}Si_{11}$	6	27
$Fe_{76}Si_9B_{10}P_5$	3,5	28
Fe <sub>53</sub> Co <sub>25</sub> Si <sub>8</sub> B <sub>15</sub>	3	111

Tab. 2: Parametre jednotlivých vzoriek

Maximálny merací rozsah systému závisí od maximálnej prípustnej linearity, hodnoty budiaceho poľa a hodnoty  $H_{SW}$ . Pri dosiahnutí maximálneho meracieho rozsahu dochádza ku zániku jednej alebo obidvoch napäťových špičiek, alebo ku ich poklesu pod komparačnú úroveň. Maximálne hodnoty meracieho rozsahu pre všetky vzorky sa pohybovali približne ±400 µT, pričom niektoré vzorky vykazovali vyšší maximálny merací rozsah. Meranie sa vykonávalo kompenzovaním vonkajšieho magnetického poľa, nastavením senzora na bod, kde priemerný rozdielový čas je nulový, a následným priblížením permanentného magnetu ku pozdĺžnej osi senzora. Odhadovaný maximálny merací rozsah je možné určiť šírkou M/H charakteristiky (viď Obr. 2, Tab. 2), ktorá súčasne predstavuje aj  $H_{SW}$ .

## 5.1 Časová oblasť

Merania sa vykonávali počas 5 minút s prekladanou vzorkovacou frekvenciou 500 Hz. Prekladaná vzorkovacia frekvencia bola zvolená kvôli použitiu obvodu TDC7200 (Time-to-Digital Converter), ktorý bol riadený a dáta z neho spracovávané mikrokontrolérom.

Vyhodnotenie meraní v časovej oblasti zahŕňa konverziu nameraných časových intervalov pre každú vzorku na hodnoty magnetického poľa pomocou lineárnej aproximácie. Z výsledných priebehov je možné určiť disperziu nameraných hodnôt v jednotkách magnetického poľa v nT (viď. Obr. 3). Na zvýšenie prehľadnosti výsledných priebehov vzoriek bola od všetkých vzoriek odpočítaná ich priemerná hodnota (offset) (viď. Obr. 3 a Obr. 4).

Výsledky naznačujú, že najlepšie výsledky v oblasti merania magnetického poľa dosiahla vzorka  $Co_{68}Mn_7B_{15}Si_{10}$ , kde sa namerané magnetické pole pohybovalo v rozsahu približne od –290 do –433 nT. Druhý najlepší výsledok dosiahla vzorka  $Co_{75}Fe_5Si_{15}B_{10}$ , s rozsahom nameraného magnetického poľa približne –1000 až 580 nT, čo je o niečo menej priaznivé v porovnaní so vzorkou  $Co_{68}Mn_7B_{15}Si_{10}$ .

Najmenej uspokojivé výsledky dosahovala vzorka  $Fe_{35}Co_{40}B_{13}Si_{11}$ , kde sa rozptyl magnetického poľa pohyboval od približne –9000 do 13000 nT, pričom vrcholy dosahovali ±19000 nT. Rozdelenie týchto hodnôt je tiež znázornené na Obr. 4, kde  $\mu$  znázorňuje priemernú hodnotu nameraného signálu v jednotkách nT.



Obr. 3: Časový priebeh nameraných dát pre jednotlivé vzorky



Obr. 4: Rozptyl dát pre jednotlivé vzorky

#### 5.2 Frekvenčná oblasť

Účelom analýzy signálu vo frekvenčnej oblasti je určiť úroveň šumu systému pri použití rôznych typov magnetických mikrodrôtov. Táto analýza zahŕňa dve matematické operácie: FFT a výpočet PSD. FFT poskytuje prehľad o frekvenčných zložkách signálu, zatiaľ čo PSD určuje silu konkrétnych frekvencií. PSD sa tiež používa na posúdenie úrovne šumu signálu (viď. Obr. 5 – Obr. 9).

Keďže merania boli vykonávané bez vonkajšieho kalibračného magnetického poľa a bolo prítomné iba "prirodzené" magnetické pole okolia, ktoré typicky obsahuje priemyselné frekvencie s úrovňami 50 Hz a 200 Hz, očakáva sa, že tieto frekvencie budú prítomné v nameranom signáli. Akékoľvek iné pozorované frekvencie predstavujú šum zo systému a samotného magnetického mikrodrôtu.



Obr. 5: FFT a PSD charakteristiky pre vzorku: Co68Mn7B15Si10



Obr. 6: FFT a PSD charakteristiky pre vzorku: Co75Fe5Si15B10



Obr. 8: FFT a PSD charakteristiky pre vzorku: Fe53C025Si8B15



Obr. 9: FFT a PSD charakteristiky pre vzorku: Fe76Si9B10P5

Podobne ako výsledky v časovej oblasti, vzorka  $Co_{68}Mn_7B_{15}Si_{10}$  vykazovala najlepšie výsledky aj vo frekvenčnej oblasti (viď. Obr. 5). Očakávané priemyselné frekvencie 50 a 200 Hz sú jasne pozorovateľné, pričom signál s úrovňou 50 Hz je silnejší ako signál s úrovňou 200 Hz. To je spôsobené vyšším výskytom elektromagnetických polí s úrovňou 50 Hz, keďže elektrická distribučná sieť používa práve túto frekvenciu, a taktiež vzorkovacou frekvenciou (*Fs*) magnetometrického systému, ktorá je 500 Hz. V dôsledku toho dochádza k väčšiemu útlmu bližšie ku hodnote 250 Hz (<sup>1</sup>/<sub>2</sub> \* *Fs*). Úroveň šumu pre túto vzorku dosahovala hodnotu približne 10,4 nT/ $\sqrt{Hz}$ .

Spomedzi ostatných vzoriek boli schopné detegovať signál s úrovňou 50 Hz len vzorky Fe<sub>76</sub>Si<sub>9</sub>B<sub>10</sub>P<sub>5</sub> a Co<sub>75</sub>Fe<sub>5</sub>Si<sub>15</sub>B<sub>10</sub>, pričom vzorka Co<sub>75</sub>Fe<sub>5</sub>Si<sub>15</sub>B<sub>10</sub> detegovala aj signál s úrovňou 200 Hz. Ostatné vzorky nedokázali detegovať žiadnu z očakávaných frekvencií kvôli vyšším úrovniam šumu.

## 6 Vyhodnotenie získaných dát a záver

Na základe získaných výsledkov možno vyvodiť záver, že najvhodnejším typom magnetického mikrodrôtu z testovaných vzoriek je vzorka so zložením  $Co_{68}Mn_7B_{15}Si_{10}$ . Táto vzorka dosiahla najnižšiu výkonovú hustotu šumu na úrovni 10,4 nT/ $\sqrt{Hz}$  a bola schopná úspešne detegovať priemyselné frekvencie 50 Hz a 200 Hz. Naopak, najmenej vhodná vzorka bola Fe<sub>35</sub>Co<sub>40</sub>B<sub>13</sub>Si<sub>11</sub>, ktorá nedokázala detegovať žiadnu z priemyselných frekvencií a mala najvyššiu výkonovú hustotu šumu, ktorá sa pohybovala od približne 242 do 121 nT/ $\sqrt{Hz}$ .

Experimentálne merania zdôraznili dôležitosť výberu správneho zloženia pre magnetické mikrodrôty. Výsledky naznačujú, že mikrodrôty s prevahou prvku Fe vykazovali vyššie úrovne šumu. Pri správnom a dôkladnom nastavení magnetometrického systému je teoreticky možné dosiahnuť ešte lepšie výsledky, než aké sú prezentované v tomto článku. Merania mali za cieľ využiť statické nastavenie magnetometrického systému, v ktorom sa následne testovali rôzne vzorky magnetických mikrodrôtov. Týmto prístupom sa vytvorili konštantné podmienky, ktoré uľahčili analýzu a vyhodnocovanie jednotlivých vzoriek.

Experimentálne merania úspešne identifikovali najvhodnejšie typy magnetických mikrodrôtov z testovaných vzoriek na použitie v navigačných a prieskumných aplikáciách s využitím UAV zariadení, ako aj pre ďalší vývoj RTD magnetometra. Tento cieľ bol dosiahnutý a experiment možno považovať za úspešný. Určením nameraných charakteristík pre každú vzorku boli identifikované vhodné zloženia magnetických mikrodrôtov, ktoré budú slúžiť ako základ pre ďalšie experimenty.

## Literatúra

- [1] LIPOVSKY, P.; FIL'KO, M.; DRAGANOVA, K.; HESKO, F.; NOVOTNAK, J. et al. Magnetic Microwire Sensors for RTD Magnetometer Suitable for Small UAVs. Online. In: 2020 New Trends in Aviation Development (NTAD). IEEE, 2020, s. 151-154. ISBN 978-1-7281-7325-2. Dostupné z: https://doi.org/10.1109/NTAD51447.2020.9379123. [cit. 2024-09-05].
- [2] LIPOVSKY, Pavol; FIL'KO, Martin; NOVOTNAK, Jozef; SZOKE, Zoltan; KOSUDA, Marek et al. Concept of Magnetic Microwires Based Magnetometer for UAV Geophysical Survey. Online. In: 2020 New Trends in Signal Processing (NTSP). IEEE, 2020, s. 1-5. ISBN 978-1-7281-6155-6. Dostupné z: https://doi.org/10.1109/NTSP49686.2020.9229542. [cit. 2024-09-05].
- [3] ANDÒ, B.; ASCIA, A.; BAGLIO, S.; BULSARA, A.R.; NEFF, J.D. et al. Towards an optimal readout of a residence times difference (RTD) Fluxgate magnetometer. Online.

Sensors and Actuators A: Physical. 2008, roč. 142, č. 1, s. 73-79. ISSN 09244247. Dostupné z: https://doi.org/10.1016/j.sna.2007.04.013. [cit. 2024-09-05].

- [4] WANG, Bin; XU, Weizhi; ZHENG, Xiaoping; JIANG, Sida; YI, Zhong et al. Performance of Fluxgate Magnetometer with Cu-Doped CoFeSiB Amorphous Microwire Core. Online. Sensors. 2024, roč. 24, č. 1. ISSN 1424-8220. Dostupné z: https://doi.org/10.3390/s24010309. [cit. 2024-09-05].
- [5] ANDÒ, B.; BAGLIO, S.; BULSARA, A.R. a TRIGONA, C. Design and characterization of a microwire fluxgate magnetometer. Online. Sensors and Actuators A: Physical. 2009, roč. 151, č. 2, s. 145-153. ISSN 09244247. Dostupné z: https://doi.org/10.1016/j.sna.2009.02.029. [cit. 2024-09-05].
- [6] ANDO, B.; BAGLIO, S.; LA MALFA, S.; TRIGONA, C. a BULSARA, A. R. ROC analysis for RTD Fluxgate magnetometers. Online. In: 2010 IEEE Instrumentation & Measurement Technology Conference Proceedings. IEEE, 2010, s. 163-166. ISBN 978-1-4244-2832-8. Dostupné z: https://doi.org/10.1109/IMTC.2010.5488020. [cit. 2024-09-05]
- [7] POLAKOVIČ, A.; LIPOVSKÝ, P.; DRAGANOVÁ. K. a ŠMELKO, M. Experimental Use of the Lidar Timing Circuit for Magnetometers Working with Time Conversion". (nepublikované)
- [8] ONUFER, J.; ZIMAN, J.; DURANKA, P.; SAMUHEL, S.; HORNIAKOVA, J. et al. Dynamics of Single Domain Wall Propagating in Bistable Microwire in Rapidly Changing Magnetic Field. Online. IEEE Transactions on Magnetics. 2022, roč. 58, č. 11, s. 1-6. ISSN 0018-9464. Dostupné z: https://doi.org/10.1109/TMAG.2022.3207691. [cit. 2024-09-05].
- [9] JACKO, Patrik; DURANKA, Peter a VARGA, Rastislav. Advantages of Bistable Microwires in Digital Signal Processing. Online. Sensors. 2024, roč. 24, č. 8. ISSN 1424-8220. Dostupné z: https://doi.org/10.3390/s24082423. [cit. 2024-09-05].
- [10] KLADIVOVÁ, Mária a ZIMAN, Ján. Properties of a domain wall in a bi-stable magnetic microwire. Online. Journal of Magnetism and Magnetic Materials. 2019, roč. 480, s. 193-198. ISSN 03048853. Dostupné z: https://doi.org/10.1016/j.jmmm.2019.02.058. [cit. 2024-09-05].

## **Poďakovanie**

Tento príspevok vznikol vďaka podpore projektov KEGA 045TUKE-4/2022, projektov Agentúry na podporu výskumu a vývoja č. APVV-18-0248 a APVV-17-0184 a projektov VEGA 1/0101/22 a VEGA 1/0350/24.

# Jammertest 2024: Zkušenosti pro vývoj robustního GPAHRS navigačního systému letadel Jammertest 2024: Experience for the development of a robust GPAHRS

#### aircraft navigation system

Radek Řezníček

Honeywell, email: <a href="mailto:radek.reznicek@honeywell.com">radek.reznicek@honeywell.com</a>

Abstrakt: Společnost Honeywell vyvíjí v rámci projektu RONAS prototyp hybridní navigační jednotky GPAHRS, který má zajistit detekci a mitigaci jammingu a spoofingu GNSS signálu. Na tomto projektu spolupracují Univerzita obrany, Západočeská univerzita a izraelská firma infiniDome, která se specializuje na ochranu GNSS technologií. Cílem projektu je vytvořit spolehlivý navigační systém pro civilní letectví a městskou leteckou mobilitu (UAM), který bude schopen čelit rušení GNSS signálu, jež představuje významnou výzvu pro moderní navigační technologie.

Honeywell se zúčastnil jammertestu v Norsku, který poskytl příležitost otestovat hybridní navigační systém GPAHRS v reálných podmínkách jammingu a spoofingu. Během testu byly reálně vysílány různé typy rušení a pokusy o podvržení falešných GNSS signálů, čímž se simulovaly situace, s nimiž se mohou navigační systémy setkat v běžném provozu.

Tento projekt představuje důležitý krok v oblasti vývoje navigačních technologií pro civilní letectví a UAM, kde je bezpečnost a spolehlivost GNSS signálu klíčová. Hybridní systém GPAHRS by mohl významně přispět k větší odolnosti vůči potenciálním hrozbám, které ohrožují spolehlivost navigace v prostředí s rizikem rušení.

Klíčová slova: navigační systémy letadel, rušení, podvrhování polohy GNSS

**Abstract:** Honeywell is developing a prototype GPAHRS hybrid navigation unit to detect and mitigate GNSS signal jamming and spoofing as part of the RONAS project. The project is a collaboration between the University of Defence, the University of West Bohemia and the Israeli company infiniDome, which specialises in GNSS protection technologies. The aim of the project is to create a reliable navigation system for civil aviation and urban air mobility (UAM) that will be able to counter GNSS signal jamming, which is a significant challenge for modern navigation technologies.

Honeywell participated in a jammertest in Norway, which provided an opportunity to test the GPAHRS hybrid navigation system under realistic jamming and spoofing conditions. During the test, various types of jamming and spoofing attempts were realistically transmitted to simulate the situations that navigation systems may encounter in normal operation.

This project represents an important step in the development of navigation technologies for civil aviation and UAM, where GNSS signal safety and reliability are crucial. The GPAHRS hybrid system could make a significant contribution to greater resilience to potential threats to navigation reliability in interference-prone environments.

Keywords: aircraft navigation systems, jamming, GNSS position spoofing

# Troubleshooting letadlových soustav Troubleshooting of aircraft systems

Vojtěch Spálenský

AERO Vodochody AEROSPACE a.s., e-mail: vojtech.spalensky@aero.cz

**Abstrakt:** Na dvou praktických případech se prezentuje postup zjišťování příčin (troubleshooting) závad v soustavě přetlakování kabiny a v soustavě přečerpávání paliva. Je rozebrán popis problémů, prvotní rozbor, hypotézy a jejich ověřování a stanovení kořenové příčiny. Na závěr jsou diskutovány časté problémy při hledání příčin závad letadlových soustav. **Klíčová slova:** zjišťování příčin (troubleshooting) závad, palivová soustava, přetlakování kabiny

**Abstract:** On two practical cases, the procedure for finding the causes (troubleshooting) of faults in the cabin pressurization system and in the fuel transfer system is presented. The description of the problems, initial analysis, hypotheses and their verification and determination of the root cause are analyzed. At the end, frequent problems in the search for the causes of faults in aircraft systems are discussed.

Keywords: troubleshooting, fuel system, cabin pressurization

# Testovanie pilotov UAV pomocou systému SCoPE Testing of UAV pilots with the SCoPE system

Zoltán Szőke Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, email: <u>zoltan.szoke@tuke.sk</u>, Jozef Novotňák Letecká fakulta, Technická univerzita v Košiciach, email: jozef.novotnak@tuke.sk,

Abstrakt: Článok sa venuje prvým výsledkom systému na preselekciu a hodnotenie pilotov UAV pomocou modelu človeka a matematickej analýzy. S rastúcim počtom používateľov dronov je potrebné objektívne hodnotiť ich schopnosti, aby sa zabezpečila bezpečnosť letových operácií. Bol vytvorený systém, ktorý zahŕňa RC ovládač, displej a softvér na meranie reakcií pilotov UAV. Testovaní účastníci mali za úlohu aby čo najrýchlejšie a najpresnejšie pohybovali páčkami ovládača na náhodné pozície zobrazené na displeji. Ich výkonnosť bola hodnotená na základe pohybov páčiek pomocou kybernetického modelu človeka a matematickej analýzy. Identifikovali sa štyri kľúčové parametre: oneskorenie, čas do 90% regulácie, prekmit a odchýlka od cieľa v stabilizovanom stave. Vytvorený systém sa môže s rozšíreniami použiť na efektívny výber a výcvik pilotov UAV.

Klíčová slova: bezpilotné lietadlá, výcvik pilotov, model človeka

Abstract: The article discusses the initial results of a system for preselection and evaluation of UAV pilots using a human model and mathematical analysis. With the growing number of drone users, it is necessary to objectively assess their abilities to ensure the safety of flight operations. A system was created that includes an RC controller, a display, and software to measure the reactions of UAV pilots. The participants were tasked with moving the controller sticks as quickly and accurately as possible to random positions displayed on the screen. Their performance was evaluated based on the movements of the sticks using a cybernetic human model and mathematical analysis. Four key parameters were identified: delay, time to 90% regulation, overshoot, and deviation from the target in the stabilized state. The system can be expanded for effective UAV pilot selection and training..

Keywords: unmanned aerial vehicles, pilot training, human model

## 1 Úvod

Bezpilotné lietajúce prostriedky (Unmanned Aerial Vehicles – UAV) sú častokrát považované za technológiu 21. storočia. Okrem vojenského využitia sa UAV čoraz viac uplatňujú aj v civilných oblastiach, ako napríklad pátranie a záchrana, mapovanie, monitorovanie infraštruktúry či vedecké aktivity [1-2]. UAV sa častokrát využívajú aj pri prírodných katastrofách alebo v inteligentných mestách na monitorovanie dopravy. Diskutuje sa aj o ich technologickom a socioekonomickom vplyve, napríklad pri rýchlom prevoze liekov či monitorovaní kritických oblastí počas pandémie COVID-19 [3]. Veľké nadnárodné spoločnosti, ako Amazon alebo Google, investujú značné prostriedky do vývoja UAV technológií, avšak ich široké komerčné využitie si stále vyžaduje legislatívne úpravy.

Z hľadiska autonómie sa UAV delia na plne autonómne, poloautonómne a neautonómne. Pri neautonómnych UAV, ktoré v každom prípade vyžadujú pilota-operátora, je kľúčovým faktorom letecký a technický výcvik. Hoci sa v mnohých krajinách výcvik operátorov UAV podobá na výcvik pre získanie súkromného pilotného preukazu (PPL), operátori UAV musia preukázať znalosti nielen v oblastiach, ako sú letecké prevádzkové postupy, meteorológia či núdzové postupy, ale aj v oblasti technických zručností.

Výskum ukazuje, že psychomotorické a kognitívne schopnosti sú kľúčové pre výber pilotov UAV [4-6]. Hráči videohier často dosahujú lepšie výsledky v testoch týchto schopností, najmä v oblasti priestorového vnímania a reakčných časov. Súčasný výcvik UAV operátorov sa zameriava na simulátory a virtuálnu realitu, ktorá však lepšie slúži na samotný výcvik než na preselekciu. Zatiaľ neexistujú jednoznačné kritériá na hodnotenie uchádzačov o výcvik.

Článok popisuje systém SCoPE, ktorý je navrhnutý na preselekciu pilotov UAV a zlepšovanie ich psychomotorických a kognitívnych schopností. Tento systém testuje a hodnotí kľúčové schopnosti pomocou štandardného RC ovládača, ktorý sa používa pri mnohých typoch UAV. Tento prístup poskytuje výborný základ pre preselekciu a kontinuálny výcvik pilotov UAV, pričom je možné nastavovať rôzne režimy testovania na zlepšenie ich výkonnosti.

## 2 Systém SCoPE

Systém opísaný v tomto článku pozostáva z troch hlavných modulov: RC ovládača, počítača so softvérom a displeja. Tento systém umožňuje efektívne testovanie a vyhodnocovanie pilotov UAV v niekoľkých fázach. Prvou fázou je preselkcia uchádzačov pomocou systému SCoPE (Stick Control Performance Evaluation). Po tejto fáze bude nasledovať teoretický výcvik, po

ktorom sú vykonané lety na simulovaných a neskôr reálnych dronoch. Tréningový program bude neskôr ukončený komplexnou skúškou, ktorá zahŕňa teoretické a praktické aspekty.

Na meranie a hodnotenie výkonu uchádzačov sa využívajú výpočty založené na kybernetickom modeli človeka, tiež označený ako HMI model. Tento systém umožňuje preselekciu kandidátov na základe rôznych kritérií, pričom poskytuje možnosť objektívne porovnávať výkony uchádzačov.

V rámci HMI modelu sú UAV piloti považovaní za regulátory systému, pričom ich správanie sa popisuje matematickým modelom s využitím prvkov automatického riadenia. Tento prístup umožňuje podrobné a objektívne hodnotenie dynamických schopností pilotov. Základná rovnica (1) popisuje správanie sa pilota v závislosti od rôznych parametrov, ako sú zisk systému, neuromuskulárne oneskorenia a časové konštanty, ktoré súvisia s pilotovou skúsenosťou a schopnosťou predvídať budúce situácie [7].

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

$$\tag{1}$$

Pri hodnotení reakcií uchádzačov sa testujú ich schopnosti rýchlo a presne pohybovať páčkami RC ovládača na určené pozície. Na tento účel bol použitý RC ovládač (Radiomaster TX16S) pripojený k počítaču, ktorý pomocou softvéru zaznamenával pohyby páčok s frekvenciou 100 Hz a rozlíšením 2000 krokov na každú os. Úlohou uchádzača je pohybovať páčkami čo najrýchlejšie a najpresnejšie do červených zón zobrazených na displeji (Obr. 1), pričom systém monitoruje čas potrebný na dokončenie úlohy a presnosť pohybov.



Obr. 1: Grafické užívateľské rozhranie softvéru SCoPE

Softvér má štyri úrovne obtiažnosti, od základných pohybov jednou páčkou až po náročné náhodné pohyby oboma páčkami. V režime EASY je potrebné vychýliť vždy iba jednu páčku

do jednej zo 16 preddefinovaných polôh. V režime MEDIUM sa pohyby strednej alebo plnej výchylky generujú náhodne, pričom sa testuje presnosť reakcií. V HARD režime musí používateľ pracovať s oboma páčkami súčasne, zatiaľ čo v režime ULTRA sú výchylky na všetkých osiach generované náhodne. Výsledky sa zaznamenávajú a následne vyhodnocujú, pričom sa sleduje odchýlka od požadovanej polohy a časová odozva.

Na spracovanie dát softvér využíva kombináciu skriptov v jazyku Python a MATLAB nástrojov. Po ukončení testovania sa dáta predspracujú a jednotlivé segmenty úloh sa vyhodnotia. Pomocou MATLAB-u sa následne vypočítajú parametre modelu, ktoré sú porovnávané so simulovanými výsledkami. Výstupom sú grafy, ktoré vizualizujú reakčné časy, presnosť a výkonnosť uchádzačov, čo umožňuje dôkladné vyhodnotenie ich schopností. Tento systém poskytuje komplexný nástroj na preselekciu a zlepšovanie schopností pilotov UAV, čím prispieva k efektívnejšiemu a bezpečnejšiemu riadeniu bezpilotných lietadiel.

## 3 Výsledky

Počas úvodného testovania systému v minulom akademickom roku bolo otestovaných 59 študentov Leteckej fakulty Technickej univerzity v Košiciach, ktorým boli pre anonymitu pridelené náhodné kódy pozostávajúce z piatich alfanumerických znakov. Vek účastníkov bol prevažne medzi 20 a 29 rokmi, ako je vidieť na obr. 2, pričom 69 % tvorili muži a 31% ženy. Iba jeden z nich mal skúsenosti s UAV, ale 31% malo skúsenosti s lietaním iných typov lietadiel a 39% pravidelne hrávalo videohry s podobnými ovládačmi.



Obr. 2: Histogram veku testovaných študentov

Študenti najprv používali režimy EASY a MEDIUM, aby sa oboznámili s ovládačmi a softvérom. Následne sa prešlo na režim HARD, ktorý poskytol najdôležitejšie výsledky. Režim ULTRA bol príliš náročný, preto poskytol málo použiteľných dát.

Na identifikáciu modelových parametrov boli namerané dáta mierne upravené, jednotlivé výchyľky sa vyhodnocovali po dobu 1,5 sekundy a 10 % najhorších reakcií po každej osi bolo odstránených. Na obr. 3 je vidieť porovnanie nameraných a modelovaných reakcií na krokovú funkciu pre vybraného jedinca po jednej z meraných osí. Modelované reakcie dobre zodpovedajú priemerom a mediánom nameraných dát.



Obr. 3: Príklad výstupu programu SCoPE

Medzi kľúčové aspekty hodnotenia patrí dopravné oneskorenie, ktoré meria rýchlosť reakcií študentov na vizuálny vnem. Ako je vidieť na obr. 4, väčšina študentov dosiahla oneskorenie pod 0,3 sekundy, s mediánom 0,26 sekundy.



Obr. 4: Histogram dopravných oneskorení



zobrazené na obr. 5. Väčšina študentov dosiahla čas do 0,7 sekúnd, medián bol 0,58 sekundy.

Obr. 5: Evaluácia vzostupnej hrany

Tretím kľúčovým aspektom je odchýlka od cieľovej hodnoty po stabilizácii, ktorá je zobrazená na obr. 6. Kým predošlé dva aspekty hovorili o rýchlosti reakcie, tento opisuje presnosť riadenia. Tu väčšina študentov dosiahla len malé odchýlky, s mediánom -0,01.



Obr. 6: Histogram odchýľok od 1 v stabilizovanom stave

Posledným identifikovaným aspektom, ktorý tiež opisuje presnosť regulácie, je maximálny prekmit, zobrazený na obr. 7. Tento parameter je jediný, ktorý sa nevhodnocoval na základe modelu, ale priamo z nameraných dát, keďže spriemerovaním viacerých reakcií testovaných jedincov sa prekmity vo väčšine prípadov stratili. Najlepší výsledok bol 1,0 (žiadny prekmit) a najhorší 2,16, čo poukazuje na variabilitu vo výkone študentov.



Obr. 7: Histogram prekmitov a maximálnych smerodajných odchýlok

#### 4 Záver

Bezpilotné lietadlá sa v súčasnosti široko používajú v rôznych odvetviach a aplikáciách a čoraz viac sú dostupné aj pre verejnosť. Na zabezpečenie kontinuity a predovšetkým bezpečnosti leteckej prevádzky, napriek narastajúcemu počtu používateľov a profesionálnych operátorov UAV, je potrebné vytvoriť vhodné podmienky pre ich výcvik, začínajúc preselekciou uchádzačov na základe matematických parametrov a hodnôt, zameraných na schopnosti (rýchlosť vnímania, presnosť ovládania) a zručnosti (multitasking – psychomotorické a vizuálne schopnosti) [8].

Bol vytvorený systém na meranie vstupu používateľa pomocou páčok RC vysielača, založený na vizuálnych pokynoch. Úlohou používateľa bolo čo najrýchlejšie a najpresnejšie pohybovať páčkami do pozícií zobrazených na obrazovke PC. Následne, pomocou matematického modelovania parametrov ľudského modelu a štatistickej analýzy, boli navrhnuté základné kritériá pre uchádzačov, ktoré však môžu byť prispôsobené potrebám konkrétnych typov malých UAV a požiadavkám výcvikových organizácií. Do budúcnosti je možné na základe skúseností stanoviť všeobecne uznávané minimálne kritériá, avšak to si vyžaduje oveľa viac údajov a ďalší výskum.

Testovacie merania boli vykonané na 59 študentoch fakulty a na základe ich výsledkov boli identifikované nasledujúce štyri kritériá pre preselekciu: pre určenie rýchlosti reakcie sú to dopravné oneskorenie (s priemernou hodnotou 0,26 s) a čas pre dosiahnutie 90% regulácie (s priemernou hodnotou 0,58 s); pre presnosť ovládania sú to odchýlka v stabilizovanom stave (s priemernou hodnotou 0,01) a maximálny prekmit pri jednotlivých reakciách. Avšak, na doladenie týchto hodnôt budú vykonané ďalšie testy.

## 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.1943-555X.0000464.
- [2] ZHANG, Y., YUAN, X., LI, W.: Automatic power line inspection using UAV images. Remote Sensing, 2017, DOI: 10.3390/rs9080824.
- [3] ESTRADA, M.A.R., NDOMA, A.: The uses of unmanned aerial vehicles UAV's (or drones) in social logistic: Natural disasters response and humanitarian relief aid. ICTE in Transportation and Logistics, Elsevier
- [4] CARRETTA, T.: Predictive validity of pilot selection instruments for remotely piloted aircraft training outcome. Aviation, space and environmental medicine 84(1), 2013, s. 47-53.
- [5] ROSE, M., BARRON, L., CARRETTA, T., ARNOLD, R., HOWSE, W.: Early identification of unmanned aircraft pilots using measures of personality and aptitude. The International Journal of Aviation Psychology 24(1), 2014, s. 36-52.
- [6] PAULLIN, C., INGERICK, M., TRIPPE, D., WASKO, L.: Identifying best bet entrylevel selection measures for US Air Force remotely piloted aircraft (RPA) pilot and sensor operator (SO) occupations. Technical report, HUMAN RESOURCES RESEARCH ORGANIZATION, ALEXANDRIA VA, 2011.
- JIRGL, M., BORIL, J., JALOVECKÝ, R.: Statistical evaluation of pilot's behavior models parameters connected to military flight training. Energies 13(17), 2020, s. 44-52, DOI: 10.3390/en13174452
- [8] HOWSE, W.: Knowledge, skills, abilities, and other characteristics for remotely piloted aircraft pilots and operators. Technical report, DAMOS AVIATION SERVICES INC, GURNEE IL, 2011.

# **Pod'akovanie**

Táto práca bola podporená projektom KEGA 045TUKE-4/2022 s názvom "Podpora špecializovaného vzdelávania operátorov bezposádkových lietajúcich prostriedkov."

# Monitorování stavu leteckých kompozitních konstrukcí Structural Health Monitoring of aircraft composite structures

Lenka Šedková

Výzkumný a zkušební letecký ústav, divize Aviation, email: <u>sedkova@vzlu.cz</u>, Jakub Šedek

Výzkumný a zkušební letecký ústav, divize Aviation, email: <u>sedek@vzlu.cz</u>, Ondřej Vích

Výzkumný a zkušební letecký ústav, divize Aviation, email: ondrej.vich@vzlu.cz

Abstrakt: Tento příspěvek je zaměřen na monitorování stavu leteckých kompozitních konstrukcí pomocí metody ultrazvukových deskových vln. Výzkum se zabývá způsobem zpracování dat z PZT senzorů a metodikou hodnocení pro typická poškození. Navržená metodika byla experimentálně ověřena na různých kompozitních zkušebních tělesech a implementována do SW LaWaI GUI.

Klíčová slova: Lambovy vlny, monitorování stavu konstrukcí, kompozity, detekce poškození

**Abstract:** This paper is focused on structural health monitoring of composite aircraft structures using ultrasonic guided wave method. The research deals with the signal processing of data obtained by PZT sensors and with evaluation methodology for the typical damages. The proposed methodology was experimentally verified exploiting different test samples and implemented into LaWaI GUI SW.

Keywords: Lamb Waves, Structural Health Monitoring, Composites, Damage Detection

## 1 Úvod

V současné době je stále více leteckých konstrukcí, a to zejména kompozitních navrhováno podle filozofie s přípustným poškozením (DT – Damage Tolerant) s cílem prodloužit provozní život letadel. S tímto přístupem jsou spjaté pravidelné NDT (nedestruktivní testování) prohlídky konstrukčních částí, které odhalí poškození ještě předtím, než dosáhnou kritické velikosti. Na tyto NDT prohlídky je potřeba kvalifikovaný personál a provádí se na uzemněných letadlech. Snaha o snížení provozních nákladů a zvýšení dostupnosti letadel vedla k vytvoření přístupu SHM – monitorování stavu leteckých konstrukcí. Jedná se o velmi komplexní a interdisciplinární proces zahrnující různá technická odvětví od HW, SW, senzoriky, analýzy

signálu, algoritmizace, umělé inteligence atp. V praxi mohou být fyzikální principy metod SHM a NDT podobné, ale přístup SHM je založen na permanentně zabudovaných senzorech v konstrukci, díky nimž je možné v podstatě kdykoliv zhodnotit integritu konstrukce [1, 2]. Celosvětový trend v oblasti SHM leteckých konstrukcí je zaměřen na FBG (Fiber Bragg Gratings) senzory a ultrazvukové deskové vlny (UGW – Ultrasonic Guided Waves) [3].



Obr. 1: Rozdíl mezi NDT a SHM z pohledu zkoušené oblasti na principu ultrazvuku

V rámci VZLU je řešena zejména metoda UGW, a to v oblasti experimentálních měření a vytváření SW nástrojů. V tomto článku je uveden přehled různých poškození typických pro kompozitní konstrukce a jejich detekci metodou UGW.

Na Obr. 1 je uveden rozdíl mezi NDT a SHM na bázi ultrazvuku. Konvenční ultrazvukové zkoušení umožní kontrolu pouze té části, na kterou je přiložena sonda. Naproti tomu díky metodě UGW lze proměřit celou oblast mezi vysílačem a přijímačem.

#### 1.1 Lambovy vlny

Ultrazvukové deskové vlny (UGW) se šíří v relativně tenkých konstrukcích jako jsou letecké konstrukce. Lze je rozdělit na Lambovy vlny, které se šíří ve dvou základních tvarech, symetrickém a asymetrickém (viz Obr. 2), a dále na smykové vlny. Nadále budeme uvažovat buzení pouze Lambových vln. Jejich základní charakteristikou je geometrická disperze, to znamená, že rychlost šíření je disperzní a mění se s frekvencí a tloušťkou materiálu (tzv. frekvenční tloušťka). Při nižších frekvenčních tloušťkách se vyskytují pouze základní módy S0 a A0, s rostoucí frekvenční tloušťkou jsou buzeny i módy vyšších řádů [4, 5]. Tyto vazby jsou popsány v tzv. disperzních křivkách, jejichž příklad je uveden na Obr. 3. Pro přehlednost a jednoduchost v identifikaci módů a hodnocení poškození je výhodné budit při nižších

frekvencích, kdy se vyskytují pouze základní módy. Pro buzení a detekci Lambových vln se většinou používají diskové měniče z PZT keramiky s radiálními kmity [6]. Ve VZLU jsou využívány snímače o průměru 7 mm a tloušť ce 0.2 mm. Budícím signálem bývají tzv. Bursty – několik sinusových period v Hannově okně.



Obr. 2: Schéma symetrického a asymetrického módu Lambových vln



Obr. 3: Příklad disperzních křivek pro duralový plech o tloušť ce 2.5 mm

#### 1.1.1 Poškození v kompozitních dílech

Podíl kompozitních materiálů roste i pro primární letecké konstrukce a je tomu potřeba přizpůsobit metodiku hodnocení pomocí NDT metod/SHM přístupu s ohledem na typ poškození. V mikroměřítku jsou typické vady u kompozitních materiálů delaminace a praskání matrice. Rozsah těchto vad určuje míru nebezpečí ztráty integrity. Poškození rázem jsou typickými a častými poškozeními v kompozitních konstrukcích a jsou způsobená nárazy různými předměty, kroupami atd. Na rozdíl od kovových částí, kdy impakt způsobí na konstrukci viditelný důlek, vznikají v kompozitních konstrukcích tzv. BVID (Barely visible impact damage) – impaktová poškození, která nejsou vizuálně detekovatelná, mohou způsobit při dalším zatěžování ztrátu integrity a je tedy potřeba je detekovat a díl opravit/vyměnit.

Dalším zájmovým typem konstrukcí jsou lepené kompozitní spoje, a to buď jako funkční konstrukční prvky nebo jako lepené kompozitní opravy. V těchto spojích mohou vznikat rozlepení přímo ve vrstvě lepidla (kohezní porucha) nebo se může delaminovat jeden z adherendů (adhezní porucha) [3, 7].

Posledním typem konstrukcí, které jsou řešeny v rámci SHM ve VZLU jsou sendvičové díly. V sendvičových dílech může docházet k oddělení jádra a potahu nebo podle umístění na letounu (například náběžné hrany) může docházet i k rázovým poškozením na potahu.

#### 1.1.2 Hodnocení poškození pomocí metody UGW

Měření metodou UGW mají většinou komparativní povahu. Měřené signály v různých stavech jsou srovnávány s měřením v základním stavu – tzv. baseline měření. Pokud dojde na cestě mezi vysílačem a přijímačem ke změně, typicky k poškození, projeví se na průběhu signálu. Jednotlivé vlnové balíky s poškozením reagují, mohou se od poškození částečně odrazit, průchodem přes poškození zpomalit, změnit svůj mód nebo vygenerovat mód vyššího řádu. Důležitým poznatkem pro praktická měření je schopnost Lambových vln se adaptovat. Pokud dojde k plynulé změně tloušťky konstrukce, plynule se změní i rychlost. Efektů, které lze pozorovat je mnoho. Od toho se odvíjí i signálový parametr citlivý na poškození. Hodnotit signály lze v časovém i frekvenčním spektru. Jedním z často používaných parametrů je časový rozdíl příchodu vlny na senzor. Časový rozdíl odráží změnu rychlosti šíření a je důsledkem průchodu prostředím s jinými mechanickými vlastnostmi [8] (např. impaktové poškození) nebo změny tloušťky (rozlepení/delaminace). Změna rychlosti šíření může mít ovšem ještě jednu příčinu kromě vzniklého poškození, a to změnu teploty.

Rychlost ultrazvukových vln je obecně materiálovou charakteristikou, ovšem pro danou teplotu. Tedy i rychlost Lambových vln je závislá nejen na materiálových charakteristikách, frekvenci a tloušťce, ale mění se i s teplotou. Teplotní rozdíly je nutné kompenzovat [9].

Řetězec kroků (viz Obr. 4) při použití metody UGW začíná výběrem vhodné frekvence (vybuzení čistého vlnového balíku), výběrem vhodného módu (A0/S0), dále určením parametru signálu citlivého na potenciální poškození, a nakonec použití algoritmu, který umožní vizualizaci poškození. Ve VZLU byl vyvinut SW, který využívá pravděpodobnostní RAPID (Reconstruction algorithm for probabilistic identification of damage) algoritmus. Výběr frekvence zahrnuje proměření dané konstrukce v širokém spektru frekvencí. K identifikaci módů slouží jednak rychlostní disperzní křivky a také je možné mód identifikovat pomocí dvou senzorů připevněných na totéž místo na protilehlých površích. Pokud jsou detekované signály

ve fázi, jedná se o symetrický mód, pokud jsou fázově posunuté o 180° jedná se o asymetrický mód.



Obr. 4: Postup měření metodou UGW

## 2 Experimentální měření

V tomto příspěvku jsou uvedena typická poškození, která lze vyhodnotit a vizualizovat pomocí RAPID algoritmu [10]. Přesnost lokalizace poruchy závisí především na hustotě sítě senzorů. Pro praktické využití je vhodné méně senzorů, aby měřicí řetězec nenavyšoval hmotnost letadla, ale zároveň takové množství, aby byla přesnost lokalizace dostatečná. Výsledná lokalizace je u RAPID algoritmu dána součtem pravděpodobností poškození na všech cestách vysílačpřijímač.



#### Obr. 5: a) Princip RAPID algoritmu, b) výstup z RAPID algoritmu

#### 2.1 Rázová poškození

Ve VZLU již byla experimentálně hodnocena rázová poškození na deskách z různých kompozitních materiálů – s uhlíkovými i skleněnými vlákny, s termosetickou i termoplastickou matricí. Konstrukčně se jednalo o desky o různých konstantních i proměnných tloušťkách [11]. Dále byla zavedena poškození do potahů sendvičových dílů s pěnovým i voštinovým jádrem.

Senzory zde byly připevněny buď na potah nebo/a integrovány mezi potah a jádro. Zkoušky proběhly také na komplexních konstrukcích typu spoj potah-výztuha [12].

V rámci zkušebních měření bylo testováno široké spektrum frekvencí. Na nízkých frekvencích je amplituda A0 vysoká, na rozdíl od velmi nízké amplitudy S0, který se téměř neprojeví. S rostoucí frekvencí klesá amplituda A0 a roste amplituda S0. Časové zpoždění se projeví na obou módech, nicméně experimentálně bylo zjištěno, že absolutní hodnota časového zpoždění je cca 10× vyšší u A0 módu. Na nízkých frekvencích je A0 prvním vlnovým balíkem detekovaným na snímači a časová zpoždění jsou hodnocena na maximální amplitudě tohoto vlnového balíku. Příklad je uveden na Obr. 6 a, ze kterého je zřejmé, že na základě časového posunu vůči základnímu měření první detekovaný vlnový balík prošel přes poškození, druhý vlnový balík je pravděpodobně odraz od hrany, který přes poškození neprošel. Na Obr. 6b je uveden samotný A0 mód detekovaný před a po zavedení impaktu. Z tohoto popisu je patrné, že je potřeba najít takovou frekvenci, kde na všech cestách vysílač-přijímač bude vlnový balík, který bude sloužit k hodnocení (ideálně první), dostatečně zřejmý. Ovšem, čím složitější je konstrukce (například spoje potah – výztuha), tím je obtížnější takový vlnový balík najít.



Obr. 6: Srovnání signálu v časové oblasti ve stavu před a po poškození a) záznam naměřeného signálu, b) extrahovaný mód A0

Na Obr. 7a je uveden příklad pro kompozitní desku, do které byl zaveden impakt. Analýza byla provedena z hlediska časových zpoždění pro všechny cesty vysílač-přijímač pro frekvence 50-350 kHz s krokem 5 kHz (Obr. 7b).



Obr. 7 a) kompozitní deska s rázovým poškozením, b) časová zpoždění pro různé cesty a frekvence














Na Obr. 8 jsou uvedeny vizualizace rázového poškození na různých frekvencích. Nejlepší výsledek je zřejmý na frekvenci 80 kHz a pak na 350 kHz. Z analýzy jednotlivých módů vyplývá, že na frekvenci 80 kHz se jedná o mód A0, na frekvenci 350 kHz se jedná o mód S0. Na ostatních frekvencích může docházet v důsledku měnících se rychlostí a amplitud ke skládání vlnění a jednotlivé módy nejsou "čisté" na všech cestách vysílač-přijímač.

Na základě těchto analýz byl pro hodnocení rázových poškození vybírán přednostně mód A0 na nízkých frekvencích (50-90 kHz) v závislosti na materiálu a tloušťce dané konstrukce.

#### 2.2 Poškození v lepeném spoji

Kompozitní lepené spoje bez dalších spojovacích prvků jsou výzvou pro letecké konstrukce. Je třeba zaručit spolehlivost takových spojů a pomocí SHM přístupu monitorovat jejich integritu. V lepeném spoji typu adherend – lepidlo – adherend může vznikat buď rozlepení v lepidle, delaminace v jednom z adherendů nebo kombinace těchto mechanismů.

Princip hodnocení je založen na vlivu tloušťky materiálu na rychlost šíření Lambových vln. Při poškození v lepeném spoji dochází k místní dekohezi a tím pádem šíření vln v redukované tloušťce. Na dotčené části konstrukce se vlnový balík (při úvaze módu A0) šíří pomaleji a způsobí časové zpoždění v porovnání s měřením v základním stavu. Tato situace je znázorněna na Obr. 9. Jedná se o schéma dvou lepených panelů s počátečním neprolepením uprostřed. Vlna (A0) se šíří po lepeném spoji, na neprolepení se rozdělí, adaptuje se na poloviční tloušťku a poté se opět adaptuje na plnou tloušťku lepené části. Rozdíl bude pouze v rychlosti a vlnové délce. Pokud se daná konstrukce bude dále rozlepovat nebo delaminovat, bude v důsledku změny rychlosti šíření docházet k časovým změnám příchodu vlny na senzor oproti základnímu stavu.



Obr. 9 Schéma průřezu lepeného spoje a šíření A0 módu

Stejný princip lze s výhodnou využít i u monitoringu kompozitních oprav se senzory umístěnými okolo záplaty.

Na Obr. 10 je uveden výsledek z hodnocení šíření poškození v širokém lepeném spoji (500 mm). Poškození se šířilo ze všech čtyř rohů počátečního neprolepení. Z důvodu přesného určení plochy poškození během šíření byly hranice určovány pomocí konvenční UT sondy. Měření metodou UGW indikovalo pomocí vhodně umístěných senzorů informaci o šířícím se poškození pomocí rostoucího časového zpoždění. Navíc, vzhledem k umístění celé sítě senzorů

bylo možné použít k vizualizaci RAPID algoritmus. Senzorová síť byla rozdělena do čtyř segmentů, resp. do dvou na levé straně a do dvou na pravé straně vzhledem ke středu panelu, aby bylo možné hodnotit šíření poškození separátně pro obě strany [13].



Obr. 10 Indikované poškození v lepeném spoji

## 3 SW LaWaI

Metoda UGW generuje velké množství dat, jednak kvůli měření na všech cestách vysílačpřijímač, dále díky měřením na více frekvencích a také vzhledem k měření v různých stavech konstrukce. S využitím programovacího jazyka Python a knihovny Tkiner byl vytvořen SW LaWaI GUI (Lamb Wave Inspection Graphical User Interface). SW se skládá ze dvou částí – "Signal Processing" a "RAPID visualisation". Hodnocení sestává v podstatě z několika kroků, které jsou uvedeny na Obr. 4. Díky tomuto SW je možné určit nejvhodnější budící frekvenci pro danou konstrukci, analyzovat a identifikovat vlnové balíky, definovat časová zpoždění a z nich vygenerovat matici tzv. indexů poškození. V SW je implementován RAPID algoritmus a výstupem je pseudoobrázek s lokalizovaným poškozením.



Obr. 11 Analýza časových zpoždění pro širokou škálu frekvencí v SW LaWaI GUI



Obr. 12 Pseudoobrázek vygenerovaný v SW LaWaI GUI

## 4 Závěr

Tento příspěvek se věnuje monitorování stavu leteckých kompozitních konstrukcí s využitím metody ultrazvukových deskových vln. Je zde ukázáno, že tato metoda je vhodná pro monitoring široké škály typických leteckých konstrukcí a jejich potenciálních poškození. Jedná se zejména o rázová poškození potahů včetně potahů sendvičových dílů, dále poškození v lepených spojích a v neposlední řadě i monitoring kompozitních oprav. Vzhledem k velkému dosahu deskových vln lze úspěšně monitorovat větší plochy.

Ve VZLU byl vytvořen SW, díky kterému je možné nejen vygenerovat pseudoobrázek s lokalizovaným poškozením, ale umožňuje také analýzu naměřených dat vedoucí k výběru optimální budicí frekvence pro danou konstrukci.

V současné době jsou naše výzkumy zaměřeny na možnosti a metody teplotní kompenzace, což je důležitá problematika/oblast, která musí být vyřešena, aby mohla být metoda uplatněna v praxi.

## Literatura

- BOLLER, C.: "Why SHM? A Motivation," NATO Lecture Series STO-MP-AVT-220, Structural Health Monitoring of Military Vehicles: STO Educational Notes; NATO STO: Brussels, Belgium, 2014.
- [2] LINDGREN, E.: "USAF Research laboratory perspective on structural health monitoring in support of risk management," AFRL-RX-WP-JA-2018-0317, 2018, [Online]. Available: https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/AD1065027.pdf (accessed March 15, 2022).
- [3] ABBAS, S., LI, F. and QIU, J.: "A Review on SHM Techniques and Current Challenges for Characteristic Investigation of Damage in Composite Material Components of Aviation Industry," Materials Performance and Characterization, vol. 7, no. 1, p. 20170167, Jun. 2018.
- [4] ROSE, J.L.: Waves in Plates. Ultrasonic Guided Waves in Solid Media, pp. 77–106, 2014.
- [5] M. J. S. Lowe, "Wave propagation Guided Waves in Structures," Encyclopedia of Vibration, pp. 1551–1559, 2001.
- [6] GIURGIUTIU, V.: "Introduction," Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors, pp. 1–19, 2014.
- [7] KOLESNIKOV, B.Y.: and HERBECK, L.: "Carbon Fiber Composite Airplane Fuselage: Concept and Analysis," ILA International Conference, Berlin, p. 2, 2004.
- [8] SU, Z., YE, L. and LI, Y.: "Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review," Journal of Sound and Vibration, vol. 295, no. 3–5, pp. 753–780, Aug. 2006.
- [9] SCALEA, F. L., SALAMONE, S.: "Temperature effects in ultrasonic Lamb wave structural health monitoring systems," The Journal of the Acoustical Society of America, vol. 124, no. 1, pp. 161–174, Jul. 2008.

- [10] ROSE, J.L.: "Guided Wave Imaging Methods," Ultrasonic Guided Waves in Solid Media, pp. 402–420, 2014.
- [11] ŠEDKOVÁ, L., ŠEDEK, J.: "Defect detectability in composite plates with variable thickness using Lamb waves", the 58th International Scientific Conference on Experimental Stress Analysis (EAN), 2020.
- [12] ŠEDKOVÁ, L., VÍCH, O. and ŠEDEK, J.: "Lamb Wave Analysis and Damage Detection in a Skin-stringer Composite Joint," Latin American Workshop on Structural Health Monitoring, 2023, doi: 10.23967/latam.2023.007.
- [13] ŠEDKOVÁ, L., VLK, V. and ŠEDEK, J.: "Delamination/disbond propagation analysis in adhesively bonded composite joints using guided waves," Journal of Structural Integrity and Maintenance, vol. 7, no. 1, pp. 25–33, Jan. 2022.

## Dedikace

Tohoto výsledku bylo dosaženo v rámci institucionální podpory MPO na rozvoj výzkumné organizace.

# Provozní spolehlivost zobrazovacích systémů letounu L-159 v kontextu RAMS Operational reliability of L-159 aircraft display systems in the context of

# RAMS

Marcel Štěpánek

UO Brno, K-206, email: <u>marcel.stepanek@unob.cz</u> Milan Pšenička

AERO Vodochody AEROSPACE a.s., email: milan.psenicka@aero.cz

Abstrakt: Tento článek se zabývá problematikou provozní spolehlivosti zobrazovacích systémů letounu L-159 v kontextu RAMS (spolehlivost, dostupnost, udržovatelnost a bezpečnost). V článku je detailně popsán současný stav moderních zobrazovacích prostředků a jejich role v letovém provozu. Hlavní důraz je kladen na význam těchto systémů ve vojenských i civilních letounech s ohledem na bezpečnost a provozní spolehlivost. Článek se dále zaměřuje na zobrazovací prostředky letounu L-159, zejména na hlavní zobrazovací jednotky jako jsou Head-Up Display (HUD) a Multifunkční displej (MFD), ale také na záložní obrazovky jako záložní elektronický ukazatel (ESIS – Electronic Standby Instrument System) a opakovač HUD/MFD. Analýza vychází ze širokého datasetu získaného z databáze závad a poruch, které byly identifikovány a zaznamenány během provozu těchto letounů v české armádě. Na základě získaných dat jsou modelovány pravděpodobnosti poruch a analyzovány jejich dopady na provozuschopnost a bezpečnost letounů.

Klíčová slova: Spolehlivost, bezpečnost, porucha, displej, letoun, avionika, predikce.

**Abstract:** This article deals with the issue of operational reliability of L-159 aircraft display systems in the context of RAMS (reliability, availability, maintainability and safety). The article describes in detail the current state of modern imaging devices and their role in air traffic. The main emphasis is placed on the importance of these systems in both military and civilian aircraft with regard to safety and operational reliability. The article further focuses on the display means of the L-159 aircraft, especially on the main display units such as the Head-Up Display (HUD) and the Multifunction Display (MFD), but also on the backup screens such as the backup electronic indicator (ESIS - Electronic Standby Instrument System) and a HUD/MFD repeater. The analysis is based on a wide dataset obtained from the database of

faults and malfunctions that were identified and recorded during the operation of these aircraft in the Czech army. Based on the obtained data, the probabilities of failures are modeled and their effects on the operability and safety of the aircraft are analyzed. **Keywords:** Reliability, safety, failure, display, aircraft, avionics, prediction.

#### 1 Současný stav

Spolehlivost zobrazovacích prostředků v letectví, nejen u vojenských letounů, je klíčovým faktorem pro bezpečný a efektivní provoz. Moderní letecké zobrazovací systémy jako jsou Head-Up Display (HUD) a Multifunkční displeje (MFD) plní kritické úlohy v navigaci a řízení letu. V posledních letech se technologie displejů značně zlepšily díky pokrokům v oblasti TFT-LCD displejů, OLED a AMOLED technologií, které zajišťují vyšší spolehlivost, lepší čitelnost a odolnost vůči extrémním podmínkám, které jsou běžné v bojových i civilních letounech. Zatímco moderní civilní letouny jako Boeing 787 nebo Airbus A350 používají pokročilé zobrazovací technologie, vojenské letouny musí zohledňovat robustnost těchto systémů vůči omezenému prostorové kapacitě a bojovým podmínkám. [1]

V kontextu RAMS je důležité analyzovat spolehlivost (Reliability), dostupnost (Availability), udržovatelnost (Maintainability) a bezpečnost (Safety) zobrazovacích prostředků. RAMS analýza je široce aplikována pro vyhodnocení kritických systémů v letectví, zejména tam, kde je zásadní zajistit provozuschopnost i v náročných podmínkách [2]. Často se využívá ku příkladu Markovových řetězců či Poissonových procesů a dalších technik kvantitativní analýzy pro odhadu provozní spolehlivosti jednotlivých komponent zobrazovacích systémů. [3] [4]

V oblasti diagnostiky a monitoringu poruch u zobrazovacích prostředků se stále více uplatňují metody prognostiky a technické diagnostiky (PHM – Prognostics and Health Management), které kombinují diagnostiku se sledováním stavu systémů v reálném čase za účelem predikce potenciálních selhání [5]. Významným přístupem v civilním letectví je i zavádění FIDES metodologie, která umožňuje přesné odhady spolehlivosti moderních elektronických systémů, včetně zobrazovacích prostředků. [6]

#### 2 Zobrazovací prostředky letounu L-159

Letoun L-159, vyráběný českou společností Aero Vodochody AEROSPACE a.s., je vybaven několika klíčovými zobrazovacími prostředky, které zajišťují pilotovi přehled o letových a bojových údajích. Mezi hlavní zobrazovací jednotky patří Head-Up Display (HUD), Multifunkční displeje (MFD) a také záložní elektronický ukazatel (ESIS), v případě

dvoumístných verzí (L-159T1 a T2) i opakovač HUD/MFD. Tyto systémy umožňují pilotům kontrolovat a řídit letoun v různých letových fázích a podmínkách. [7]





HUD poskytuje pilotovi klíčové letové informace v zorném poli a umožňuje lepší reakci během bojových operací nebo při náročných manévrech, zatímco MFD poskytují komplexní údaje o avionice, stavu motoru a navigaci. U dvoumístných verzí letounu v zadní kabině umístěn HUD opakovač, což umožňuje druhému pilotovi – instruktorovi přístup k údajům z hlavních palubních přístrojů. Systém ESIS je pak umístěn v obou kabinách jakožto záložní systém pro zobrazení základních letových dat pilotům především pro případ výpadku / poruchy MFD. [7]



Obr. 2: Záložní elektronický ukazatel ESIS a opakovač HUD/MFD [9]

Různé verze letounu L-159 se liší nejen v technologii použitých zobrazovacích prostředků, ale také v jejich počtu a rozložení. Například verze L-159 s radiolokátorem (RDR) jsou vybaveny dalšími ukazateli, jako je obrazovkový ukazatel RWR (Radio Warning Reciever). Tento systém však nebyl zahrnut do naší analýzy, protože není klíčový pro běžný letový provoz a je relevantní pouze při plnění taktických a bojových úkolů. [9] [10]



# Obr. 3: Obrazovkový ukazatel RWR, nová generace víceúčelového displeje, průhledový displej [10]

## 3 Sběr a zpracování dat

Data pro analýzu poruch a závad zobrazovacích prostředků na letounech L-159 byla získána z informačního systému Armády České republiky, který obsahuje rozsáhlou databázi závad, poruch a událostí spojených s provozem těchto letounů. Zaměřili jsme se především na závady Head-Up Display (HUD) a Multifunkčních displejů (MFD) jelikož tyto systémy mají přímý vliv na bezpečnost letu a provozuschopnost letounu. Dataset obsahuje také závady ze záložního elektronického ukazatele (ESIS) a opakovače HUD/MFD. [11] Uvedený systém pro pořizování

operačních dat je vojenským informačním logistickým systémem používaným pro oficiální účely Armády ČR, z tohoto důvodu nejsou data zveřejňována celá, ale jsou demonstrovány pouze dílčí ukázky. Byla zpracována data za období od 1.1.2004 do 1.1.2024. Letoun L-159 je ve službě přibližně od roku 2000, ale informační systém evidující události v provozu letounu L-159 byl integrován s daty v roce 2004.

Letoun	Datum zjištění	Dny mezi poruchami	Nálet letadla	LH mezi poruchami	LH mezi poruchami	Typ displeje
č.1	12.06.2017	438	730:42:30	142:02:28	142,04	MFD
č.1	20.02.2018	253	754:51:46	24:09:16	24,15	MFD
č.1	21.04.2020	791	893:25:45	138:33:59	138,57	MFD
č.1	12.06.2020	52	917:46:46	24:21:01	24,35	MFD
č.1	08.03.2022	634	953:43:54	35:57:08	35,95	Opakovač
č.2	19.10.2005	1084	73:00:31	73:00:31	73,01	HUD
č.2	26.04.2006	189	98:29:29	25:28:58	25,48	HUD
č.2	13.09.2012	2332	544:49:03	446:19:34	446,33	MFD
č.2	17.09.2012	4	554:30:40	9:41:37	9,69	MFD
č.2	11.02.2013	147	586:14:04	31:43:24	31,72	MFD

Tab. 1: Ukázka dílčích dat z provozu letounů L-159

Pro účely této analýzy jsme filtrovali závady podle klíčových slov, jako jsou "rozmazanost", "rozostřenost", "blikání", "svítivost", "jas" a další termíny zachycující závady kvality zobrazení. Tato klíčová slova nám umožnila filtrovat závady, které jsou přímo spojené s funkčností zobrazovacích prostředků, a vyhnuli jsme se tak závadám, které by mohly být způsobeny špatným napájením, vadnou sběrnicí, nebo nefunkčností avionických, motorových a dalších zdrojových systémů z hlediska vstupních dat. Složitost architektury komunikace mezi zobrazovacími prostředky a zbytkem zbraňově navigačního kompletu letounu L-159 lze vidět na obrázku 4. [11]

Z důvodu nedostatečné explicitnosti některých popisů poruch nebylo vždy možné přesně určit, zda byla závada způsobena samotným displejem, nebo externími faktory. V těchto případech jsme předpokládali, že jde o chybu displeje, což do naší analýzy vnáší určitý stupeň nepřesnosti. Je tedy nutné uvažovat vhodnou konfidenci z důvodu nepřesnosti dat způsobenou lidským činitelem. Z pohledu managementu rizik a jeho snižováním se nabízí možnosti, jak minimalizovat tyto záznamové chyby, a to především výběrem znalého personálu a vhodným školením. Tato problematika však není obsahem tohoto příspěvku.



#### Obr. 4: Blokové schéma architektury systému [12]

Datum zjištění	Nálet letadla	Popis poruchy
28.02.2013	201:39:46	Přesvícený HUD v režimech Night a AUTO.
22.03.2013	206:41:20	Při nastavení clony na 1,4 je v noci videosignál z HUD v zadní kabině nečitelný a neostrý.
29.02.2012	265:56:57	Nesprávná funkce jasu PDU v nočním režimu – nelze snížit intezitu jasu.
02.09.2015	530:37:34	Při zesílení osvitu MFD přední kabině – dochází k výpadku zobrazení poloviny displeje.
31.03.2016	588:40:02	Na poletové přípravě zjištěny praskliny na levém MFD.
08.03.2022	953:43:54	Za letu zhasl v zadní kabině pravý (MFD) opakovač.
13.09.2012	544:49:03	V průběhu letu problikává a vypadává levé MFD
26.10.2017	1127:18:07	Při přípravě k opakovanému letu zjištěna rozmazaná symbolika a nečitelnost údajů na PDU.
31.10.2017	1130:21:46	Rozostřené zobrazení na HUD
07.06.2012	692:18:51	Problikáva zobrazení na PDU.
10.07.2014	792:43:27	Za letu došlo k roztřesení obrazce na PDU.

#### Tab. 2: Ukázka evidence poruch z provozu letounů L-159

Dalším zajímavým faktorem při analýze je místo a čas výskytu závady. Nerozlišovali jsme mezi závadami, které byly zaznamenány za letu nebo na zemi. Výskyt poruchy by tak mohl být dále klasifikován podle fáze letu (start, přistání, let po trati apod.). V budoucím výzkumu by bylo vhodné analyzovat závislost mezi fází letu a kritičností závady, což by poskytlo hlubší vhled do problematiky spolehlivosti v různých letových podmínkách. Nabízí se i možnost klasifikace podle okamžiku zjištění závady na zemi a jejich četnosti pro každou jednu proceduru. Prokážeme pak lépe, které prohlídky či práce na letounu jsou nejefektivnější, a naopak u kterých závadu nelze diagnostikovat. Další zajímavý ukazatel je následek poruchy pro provoz. Vybrat se dá mezi třemi základními možnostmi dopadu poruchy a to, let se nekonal, let byl přerušen, anebo bez následků pro provoz. Doby prostoje letounu v závislosti na poruše zobrazovacích prvků lze pomocí například analýzy časových řad využít pro predikci budoucí provozuschopnosti flotily. [13]

#### 4 Použité metody určení spolehlivosti

Nejprve byly použity standardní metody deskriptivní statistiky k popisu hlavních charakteristik dat. Poté byl použit Poissonův proces k vytvoření pravděpodobnostního modelu založeného na statistikách provozních dat, abychom mohli modelovat poruchovost všech vybraných prvků zobrazovacího systému. Pokud máme informace o poruchovosti (např. kolikrát selže displej za jednu letovou hodinu), můžeme tento proces použít k modelování a predikci parametrů spolehlivosti jednotlivých komponent. Je však důležité zvážit specifika daného systému a připravit a filtrovat vhodná data. Pro zpracování dat byl použit software R. [13]

Poissonův proces je model používaný k popisu událostí, které se vyskytují nezávisle na konstantní průměrné hodnotě v průběhu času. V kontextu našich dat, kde je znám počet poruch a doba mezi poruchami, můžeme použít Poissonův proces k modelování počtu poruch v čase, přesněji k modelování pravděpodobnosti výskytu těchto poruch.

$$p(x) = \lambda \cdot e^{-\lambda x} \tag{1}$$

Za předpokladu, že  $\lambda$  označuje průměrnou poruchovost letadla za stanovený čas (intenzita poruch), získáme její odhad pomocí metody maximální věrohodnosti. [23] [24]

$$\hat{\lambda} = \frac{n \text{ (total number of failures)}}{t \text{ (total operating time)}}$$
(2)

Abychom vypočítali poruchový oboustranný interval spolehlivosti pro danou intenzitu poruch  $\lambda$ , použijeme Pearsonovo  $\chi 2$  rozdělení, kde *n* je celkový počet poruch a *t* je celková doba provozu. [14]

$$\left(\frac{1}{2t}\chi_{\frac{\alpha}{2}}^{2}(2n);\frac{1}{2t}\chi_{1-\frac{\alpha}{2}}^{2}(2n+2)\right)$$
(3)

Střední doba mezi poruchami (MTBF) je klíčová metrika spolehlivosti, která shrnuje průměrný interval, během kterého zkoumaný technický prvek funguje bez poruchy. Je to klíčová metrika pro plánování údržby, která poskytuje souhrnný pohled na životnost součástí a funkční dostupnost. Za účelem prozkoumání statistického rozptylu a posouzení konzistence MTBF napříč flotilou byl zkoumán rozptyl. Tato míra rozšíření odhaluje heterogenitu v rámci datové sady a upozorňuje na potenciální variabilitu způsobenou řadou provozních faktorů, jako jsou různé nastavení osvětlovacích systémů, druh a fáze letu, prohlídek, údržby nebo dokonce různé environmentální vlivy, se kterými se může flotila setkat. Prezentovány jsou i další získané statistické údaje a výsledky. [14]

Ve spojení s těmito indikátory a exponenciální distribucí byly chí-kvadrát a test dobré shody použity k testování hypotézy, že pozorované frekvence poruchových intervalů odpovídaly teoretickému rozložení, které je uvažováno jako exponenciální rozložení. Tento parametrický test porovnává empirické rozdělení s očekávaným rozdělením a stanovuje tzv. *p*-hodnotu. Vysoká p-hodnota naznačuje, že pozorované rozdělení se významně neliší od očekávaného, což ukazuje na shodu empirických dat s předpokládaným teoretickým modelem. [15]

Dále byl vytvořen tzv. boxplot, který poskytuje vizuální znázornění rozložení času mezi poruchami pro jednotlivá letadla, zvýrazňuje medián, kvartily a odlehlé hodnoty, což umožňuje rychlé identifikace datových odchylek a rozptylů. Schodovitá funkce kumulativního počtu poruch a empirická kumulativní distribuční funkce nám umožnily vizualizovat kumulaci poruch v čase a posoudit četnost výskytu poruch, což je klíčové pro plánování údržby a optimalizaci provozu. Nakonec byl aplikován histogram s funkcí hustoty pravděpodobnosti exponenciálního rozdělení pro ověření předpokladu, že doba mezi poruchami sleduje exponenciální rozdělení, které je běžné v teorii spolehlivosti a umožňuje modelování a predikci poruch na základě stochastických procesů. Tyto metody společně poskytují komplexní pohled na dynamiku poruch a jejich využití je nezbytné pro zajištění vysoké úrovně provozní spolehlivosti jednotlivých letadel i celé flotily. [16] [17]

#### 5 Výsledky a diskuze

Níže uvedený boxplot zobrazuje dobu mezi poruchami zobrazovacích prostředků pro jednotlivá letadla. Každý rámeček představuje jedno letadlo a výška rámečku udává mezikvartilní interval mezi poruchami, s výjimkou extrémních hodnot. Z boxplotu je zřejmé, že některá letadla vykazují velmi široký rozsah časových intervalů mezi poruchami, což může naznačovat nekonzistentní spolehlivost. U některých letadel existují pozoruhodné extrémní hodnoty, které by mohly vyžadovat další zkoumání (proč byl tak dlouhý nebo krátký interval mezi poruchami). Mediány jsou rozdílné, což naznačuje, že průměrná doba mezi poruchami se mezi letadly liší.





Předpokládáme, že výskyt poruch probíhá podle homogenního Poissonova procesu, použili jsme proto metodu Maximum Likelihood Estimate (MLE) k odhadu parametru  $\lambda$ , představujícího průměrnou míru poruch za jednotku času (tj. za hodinu letu). K určení intervalu spolehlivosti pro  $\lambda$  jsme použili Pearsonovo  $\chi 2$  rozdělení, které nám umožňuje lépe porozumět variabilitě odhadu  $\lambda$ . Bodový odhad poruchovosti je.

$$\hat{\lambda} = \frac{158}{24849,64} = 0,006358 \tag{4}$$

Vypočtený spolehlivostní interval pro  $\lambda$  s 95 % hladinou konfidence je následující (0.0054054 71; 0.007430583), což při využití vztahu MTBF = 1/ $\lambda$  určuje intervalový odhad pro MTBF z obrazovacích prostředků jako (134.58;184.99).

V naší analýze jsme také vygenerovali schodový kumulativní graf na základě dat získaných z flotily letadel. Výsledek je vidět na obrázku 6. Tvar funkce je víceméně lineární, nenachází se zde žádná anomálie, která by výrazně ovlivnila statistickou významnost.



Obr. 6: Schodový kumulativní graf počtu poruch v průběhu provozu flotily

Při testování homogenního Poissonova procesu se podíváme na doby mezi příchody poruch, které by měly sledovat exponenciální rozdělení s parametrem  $\lambda$  odhadnutým dříve. Graf empirické kumulativní distribuční funkce (obr. 6) poskytuje klíčový pohled na rozdělení intervalů mezi poruchami v rámci naší flotily. Červená křivka odhadované exponenciální distribuční funkce pomáhá pochopit, že myšlenka homogenního Poissonova procesu je správná.



Obr. 7: Empirická kumulativní distribuční funkce (černá křivka) pro čas mezi poruchami pro celou flotilu a distribuční funkce odhadovaného exponenciálního rozdělení (červená křivka)



Obr. 8: Histogram hustoty pravděpodobnosti exponenciálního rozdělení

Histogram hustoty pravděpodobnosti exponenciálního rozdělení (obr. 8) poskytuje důkazy podporující použití exponenciálního modelu k charakterizaci intervalů mezi poruchami v naší flotile. Vysoká shoda s teoretickým rozdělením ukazuje na náhodný charakter výskytu poruch, což je klíčový předpoklad pro prediktivní údržbu a plánování spolehlivosti.

Abychom našli pravděpodobnost daného počtu událostí v časovém úseku (MTBF = 157,28 letových hodin), nebo pravděpodobnost čekání na další událost, musíme podrobně rozebrat grafy Poissonovy pravděpodobnostní funkce (obr. 9) a exponenciální rozdělení (obr. 8).



Obr. 9: Poissonův proces pro pravděpodobnost počtu poruch za 1 rok

Z dlouhodobého sledování ročních náletů flotily byl vypočítán průměrný nálet za 1 rok rovný 1647 letovým hodinám. Pravděpodobnostní funkce Poissonova rozdělení vynesená na Obrázku 9 ukazuje, že pro naši flotilu je nejpravděpodobnější počet poruch za rok provozu 8 až 11. Zde se pravděpodobnost pohybuje přibližně v intervalu od 10 % do 12 %. Úplně nejvyšší

pravděpodobnost se vyskytuje u 10 poruch za rok, a to s pravděpodobností 12,49 %. To naznačuje, že většina našich letadel má relativně nízký počet poruch, což je pozitivní ukazatel provozní spolehlivosti a efektivity údržby. Přerušovaná červená čára slouží jako ukazatel počtu poruch s nejvyšší pravděpodobností výskytu (10,17 poruchy za rok). Toto je přibližná hodnota založená na Poissonově procesu vypočítaném v softwaru Rstudio. Jde však pouze o přiblížení, jelikož diskrétní funkce nám neumožňuje používat jiná čísla než celá. Výskyt vyšších počtů poruch je výrazně méně pravděpodobný, což naznačuje, že extrémní události nejsou typické pro provoz naší flotily. Například pravděpodobnost 14 nebo více selhání nastane pod prahovou hodnotou 6 % a méně.

## 6 Vztah provozní spolehlivosti a RAMS

Jak už bylo v úvodu článku nastíněno, tak sledování provozní spolehlivosti je jen jednou z několika oblastí, které se jak ve vojenském, tak v civilním letectví sdružují pod pojmem RAMS (**R**eliability, **A**vailability, **M**aintainability and **S**afety). V článku byl hlavní důraz kladen na statistické charakteristiky provozní spolehlivosti, jako jsou intenzita poruch  $\lambda$ , či MTBF, především proto, že tyto hodnoty jsou hlavním parametrem pro predikce provozuschopnosti letounu / flotily, stanovení údržbových intervalů, sad náhradních dílů a hrají také hlavní roli při prokazování bezpečnosti letounu v průběhu certifikačního procesu [18].

Všechny tyto oblasti se neobejdou bez kvalitního kvantitativního popisu vad a poruch jednotlivých komponent. Použití vlastních provozních dat k jejich stanovení se tedy zdá být jasnou volbou, nicméně například při vývoji nových produktů, ať už se jedná o avionické komponenty, nebo o letouny jako celek, je nutné tyto hodnoty nějakým způsobem odhadnout i bez přímé předchozí provozní zkušenosti. Nástroje, které se k tomu běžně používají, jsou např. metodiky MIL-HDBK-217 (pro elektronické součástky), NPRD-98 (pro mechanické součástky), případně novější metodika FIDES. Tyto nástroje se tedy primárně používají pro stanovení tzv. iniciální, nebo počáteční spolehlivosti, která nicméně musí být následně validována provozními daty.

## 7 Závěr

Tento článek se zabývá spolehlivostí zobrazovacích palubních systémů na cvičných a lehkých bojových letounech L-159 Alca a pokouší se statisticky předpovědět jejich budoucí poruchovost. Připravenost letecké techniky je oblastí kritického zájmu v kontextu civilního i

vojenského letectví. V civilním letectví se diskuse zaměřují především na ekonomické a bezpečnostní aspekty, zatímco ve vojenském letectví se důraz rozšiřuje na kontinuitu výcviku pilotů a související zabezpečení národního vzdušného prostoru. Displeje a zobrazovací prostředky hrají v letectví zásadní roli, protože zajišťují hlavní komunikační větev mezi letounem a pilotem. Porucha těchto systémů by neodpovídala předpisům o bezpečnosti letectví, čímž by byla ohrožena bezpečnost posádky a letového provozu. Navíc, protože displeje zobrazují data o letounu po celou dobu letu, jsou vhodná pro analýzu na základě letových hodin, což eliminuje potřebu upravovat provozní dobu diagnostikovaného objektu po dobu letu.

Kromě zpracování a statistické analýzy dat za dlouhou provozní dobu tohoto typu letadla je základním kamenem tohoto vědeckého článku predikce počtu poruch za rok. Z dlouhodobých provozních údajů bylo tedy nutné určit průměrné letové hodiny flotily za výcvikový rok. Ačkoli byly zvažovány možnosti předpovídání poruch za měsíc provozu, průměrnou dobu jednoho letu nebo použití počtu provozních dnů namísto letových hodin, tato opatření by nebyla dostatečně informativní nebo relevantní pro vhodnou předpověď pomocí Poissonova procesu. Statistická nevýznamnost byla zřejmá i při zkoumání bezporuchovosti jednotlivých letadel samostatně, vzhledem k malému počtu poruch na letadlo. Tyto počty selhání jsou v řádu jednotek.

Budoucí výzkum může prozkoumat nejen předpovídání výskytu poruchy, ale také místo odhalení poruchy na základě empirického pozorování. Informační systém, ze kterého jsou data získávána, nabízí nejen informaci o čase zjištění závady, ale také kde došlo k odhalení problému. Dalo by se tedy odhadnout, zda je lepší zaměřit se na prohlídky (jednorázové, předletové, meziletové, poletové), nebo předepsanou údržbu po určitých letových hodinách nebo pravidelnou údržbu po určitých dnech technického života zařízení.

Byť je výzkum zaměřen na relativně dlouhou dobu používanou, ale osvědčenou technologii, dosažené výsledky mohou sloužit jako měřítko nebo vodítko pro hodnocení moderních, optimalizovaných typů zobrazovacích systémů. Obecně mohou provozovatelé letadel použít výsledky výzkumu k určení udržitelnosti flotily nebo k identifikaci potenciálních provozních problémů. Tyto výsledky mohou pomoci určit, zda určitá letadla vyžadují zlepšení nebo změny v údržbě a zda jsou některé poruchy příliš časté a vyžadují další pozornost. Na základě zjištěných skutečností může provozovatel nebo výrobce optimalizovat intervaly předepsané údržby letadla nebo nastavit vhodnou frekvenci kontrol zaměřených na zobrazovací systémy. Logistickou podporu flotily je také možné připravit na základě očekávaného počtu poruch, aby nedocházelo k nežádoucím logistickým zpožděním. To vše vede k přesnější prediktivní analýze bezpečnosti a spolehlivosti palubních obrazových komponentů pro efektivní plánování

příslušných náhradních dílů a úkolů údržby při zachování vysoké úrovně provozní dostupnosti letecké techniky.

## Literatura

- M. Catelani, L. Ciani, and G. Barile, "Design and reliability assessment of an avionics TFT-LCD display," in Proc. XX IMEKO World Congress, Busan, Republic of Korea, Sept. 2012, pp. 1–4.
- [2] E. Zio, M. Fan, and Z. Zeng, "Application of reliability technologies in civil aviation: Lessons learnt and perspectives," Chinese J. Aeronautics, vol. 32, no. 1, pp. 143–158, Jan. 2019, doi: 10.1016/j.cja.2018.05.014.
- [3] T. Kelly and N. Smith, "Reliability assessment of avionics systems in military aircraft," J. Military Aviation Eng., vol. 25, no. 4, pp. 233–245, 2022.
- [4] D. Cheng, L. Sun, and C. Huang, "Prognostics and health management for avionics systems," IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst., vol. 54, no. 7, pp. 567–575, Jul. 2021, doi: 10.1109/TAES.2021.3067583.
- [5] J. Menu, M. Nicolai, and M. Zeller, "Designing fail-safe architectures for aircraft electrical power systems," in Proc. AIAA/IEEE Electric Aircraft Technol. Symp., Cincinnati, OH, Jun. 2018, pp. 5032–5041, doi: 10.2514/6.2018-5032.
- [6] A. Rodriguez and M. Perez, "FIDES methodology: A new approach to reliability prediction for avionics systems," Aerospace J., vol. 58, no. 5, pp. 876–886, May 2020.
- [7] Aero Vodochody Aerospace, "Technical specifications of the L-159 aircraft," Aero Vodochody Tech. Manual, Prague, Czech Republic, 2022.
- [8] AERO Vodochody AEROSPACE a.s., CZ T.O. 1F/A-L159-2-10: Technická příručka pro provoz a údržbu - Palubní přístroje letounu L-159, L-159T1 a L-159T2, vydání 31. srpen 2020, změna 4, 25. listopad 2022. [Online]. Available: [Internal Document]. [92]
- [9] AERO Vodochody AEROSPACE a.s., CZ T.O. 1F/A-L159-2-12: Technická příručka pro provoz a údržbu - Palubní systémy letounu L-159, L-159T1 a L-159T2, vydání 2020.
   [Online]. Available: [Internal Document].
- [10] AERO Vodochody AEROSPACE a.s., CZ T.O. 1F/A-L159-2-15: Technická příručka pro provoz a údržbu - Motor a pohonné systémy letounu L-159, L-159T1 a L-159T2, vydání 2020. [Online]. Available: [Internal Document]. [92]
- [11] Seznámení s letounem L-159, AERO Vodochody a.s., 2023.
- [12] G. Pandian, D. Das, and E. Zio, "A critique of reliability prediction techniques for avionics applications," Chinese J. Aeronautics, vol. 31, no. 2, pp. 10–20, Feb. 2017, doi: 10.1016/j.cja.2017.11.004.
- [13] R. G. Gallager, Stochastic Processes: Theory for Applications, Cambridge: Cambridge University Press, 2013.
- [14] G. Casella and R. L. Berger, Statistical Inference, Duxbury: Cengage Learning, 2002.
- [15] H. W. O. Lilliefors, "On the Kolmogorov-Smirnov test for normality with mean and variance unknown," Journal of the American Statistical Association, vol. 62, no. 318, pp. 399-402, 1967, doi: 10.2307/2283970.
- [16] H. C. Thode, Testing for Normality, New York: Marcel Dekker, 2002.

- [17] M. Štěpánek, K. Hasilová, and M. Pšenička, "Reliability analysis of selected aviation components using the Poisson process," Proc. 4th Int. Conf. CNDGS'24, Brno, Czech Republic, Sept. 2024, pp. 14–25.
- [18] M. Pšenička, M. Fukalová, "Certifikační proces vojenského letounu L-39NG z hlediska bezpečnosti a spolehlivosti," Sborník příspěvků 20. mezinárodní vědecké konference Měření, diagnostika a spolehlivost palubních soustav letadel 2022, 19.-20. října 2022, Brno, Česká republika, Brno, Univerzita obrany, 2022, 185.

## Dedikace

Práce prezentovaná v tomto článku byla podpořena Ministerstvem obrany ČR v rámci dlouhodobého záměru rozvoje Univerzity obrany "AIROPS - Vedení operací ve vzdušném prostoru" a "Implementace moderních technologií do systémů avioniky".

# Nedestruktivní kontrola kvality opravy potahu letadla vyrobeného z kompozitních materiálů pomocí přístroje BondMaster

# Non-destructive inspection of the repair of an aircraft skin made of composite material using the BondMaster device

Jan Trávníček

Katedra letecké techniky, Univerzita obrany, email: <u>honzatravnicek2@seznam.cz</u>, Václav Tříska

Katedra letecké techniky, Univerzita obrany, email: vaclav.triska@unob.cz,

Abstrakt: Kompozitové potahové panely letadel ve formě relativně tenkostěnných laminátů zhotovených z uhlíkových vláken v polymerní matrici lze v případě jejich poškození opravovat pomocí externí lepené záplaty. Kvalitu provedení opravy je zapotřebí kontrolovat některou z vhodných metod nedestruktivní kontroly. Článek se zabývá experimentálním ověřením možnosti užití přístroje Evident BondMaster, pracujícím v tzv. rezonančním režimu, pro detekci nedokonalostí v lepeném spoji mezi potahem a záplatou.

Klíčová slova: Kompozitní materiál, lepená oprava, nedestruktivní kontrola

**Abstract:** Composite aircraft skin panels in the form of relatively thin-walled laminates made of carbon fiber in a polymer matrix can be repaired with an externally bonded patch when damaged. It is necessary to check the quality of the repair by suitable methods of non-destructive testing. The paper deals with the experimental verification of the possibility of using the Evident BondMaster device working in the so-called resonance mode for the detection of imperfections in the adhesive joint between the skin and the patch.

Keywords: Composite material, bonded repair, non-destructive inspection

# 1 Úvod

Moderní kompozitní materiály (kompozity), skládající se z výztuže ve formě dlouhých vláken, většinou uhlíkových, a polymerní matrice, se staly nedílnou součástí konstrukce draku soudobých civilních i vojenských letadel. Jejich zastoupení může dosahovat až 50 % hmotnosti konstrukce draku letounu (viz obr. 1) a je jimi tvořen víceméně celý jeho potah [1].

Vedle užití kompozitů pro výrobu vnější desek sendvičových panelů je nejdůležitější formou jejich nasazení monolitní vrstvený laminát, užívaný především pro výrobu nosných potahových panelů. Tyto lamináty dosahují tlouštěk od přibližně 1 mm u lehkých letadel až po cca 10 mm u letadel těžších a výkonnějších [1,2].



Obr. 1: Použití kompozitních a tradičních materiálů u letounu Boeing 787 [3]

Moderní kompozitní materiály vynikají vysokou pevností a tuhostí v kombinaci s velmi nízkou hustotou a také výjimečnými únavovými vlastnostmi. Jsou ale relativně velmi citlivé na provozní poškození, která je nutné opravovat pomocí relativně náročných opravárenských technik. Z důvodů zajištění požadované bezpečnosti a spolehlivosti je pak nutné provést kontrolu kvality provedené opravy. Právě problematikou nedestruktivní kontroly opravy relativně tenkostěnných laminátů se zabývá tento článek.

# 2 Opravy poškození částí draku letadla z laminátů

Jak již bylo řečeno, jednou z nevýhod kompozitních laminátů je jejich náchylnost na poškození dílce během náročného leteckého provozu. Pro obnovení pevnosti a tuhosti dílce je pak nutné provést opravu, jejíž provedení je závislé na řadě parametrů, jako je například typ poškozené konstrukce (nosná či nenosná konstrukce), tloušťka panelu a podobně.

#### 2.1 Poškození monolitních laminátů

Během provozu letadla může dojít k různým formám poškození monolitních laminátů. Mohou vzniknout povrchové defekty, jako jsou například škrábance nebo vruby, anebo podpovrchové

(vnitřní) defekty, jako je delaminace, odlepení vláken od matrice či přetržení vláken (viz obr.
2). Důvodem ke vzniku takovýchto poškození je většinou přetížení během letu, neopatrnost při provozu či údržbě, náhlá prudká změna teploty povrchu či dopad cizího tělesa [4].



Obr. 2: Provozní poškození monolitního laminátu

Častou příčinou poškození laminátů je dopad cizího tělesa o různé energii. Paradoxně jako nejnebezpečnější se jeví poškození, vzniklé dopadem tělesa o relativně nízké energii. Jedná se o kombinaci delaminace, popraskání matrice a přetržení vláken, která je běžnou vizuální prohlídkou obtížně detekovatelná (viz obr. 3).



Obr. 3: Poškození dopadem tělesa o nízké energii [5]

## 2.2 Opravy monolitních laminátů

Po zjištění poškození, většinou pomocí vhodné metody nedestruktivní kontroly, následuje návrh opravy a poté její provedení. Problematika oprav dílců, vyrobených z kompozitních materiálů, je velmi komplexní, omezíme se zde jen na základní principy oprav pomocí lepených záplat. Ty lze rozdělit na opravy pomocí vnějších záplat a záplat vnitřních.

#### 2.2.1 Oprava pomocí vnější záplaty

Vnější záplata může být užita pro obnovu pevnosti a tuhosti relativně tenkých laminátů, jejichž tloušťka nepřesahuje 3 mm [6]. Záplata by měla být vyrobena ze stejného materiálu jako opravovaný potah včetně stejného počtu vrstev a orientace vláken v jednotlivých vrstvách. Záplata může být přímo kladena vrstvením prepregů na opravovaný potah a vytvrzena, anebo může být použito předem vytvrzené záplaty, přilepené k potahu vrstvou lepidla. Úkos vznikne

odstupňováním jednotlivých vrstev (úhel cca 3°). Většinou je vyžadováno vytečení lepidla přes hranu záplaty pro další snížení špiček napětí v lepidle a indikaci korektního přilepení záplaty. Princip takovéto opravy je uveden na obr. 4. Tento typ opravy je uvažovaný v tomto článku.



Obr. 4: Oprava laminátu pomocí vnější záplaty [6]

#### 2.2.2 Oprava pomocí vnitřní záplaty

Oprava pomocí vnitřní záplaty s úkosem se používá především pro opravy tlustostěnných laminátů a je založena na vlepení záplaty do připraveného výřezu s úkosem. Za optimální se opět považuje úkos s úhlem okolo 3°, přičemž úkos je hladký (vzniklý broušením) anebo stupňovitý (vzniklý postupným odlupováním jednotlivých vrstev potahu). Záplata je vrstvena z odstupňovaných prepregových přístřihů přímo do výřezu, přičemž vrstvení musí odpovídat vrstvení dílce. Princip takovéto opravy je na zobrazen obr. 5.



Obr. 5: Oprava laminátu pomocí vnitřní záplaty [6]

## 3 Kontrola kvality provedení oprav

Provedená oprava pomocí záplaty může samozřejmě vykazovat řadu vad. Je to dáno převážně ručním vrstvením a lepením záplaty. Vedle vad v samotné záplatě, jakými může být zvlnění vláken, špatná orientace vláken, přítomnost bublin a podobně, může vzniknout defekt ve vrstvě lepidla mezi záplatou a potahem. Jde především o místní nedolepení či naopak nadměrnou tloušťku lepidla, porozitu a bubliny či kontaminaci nečistotami.

Provedenou opravu je proto zapotřebí prověřit použitím některé z vhodných metod nedestruktivní kontroly. Volba metody samozřejmě závisí na mnoha faktorech, jako je například provedení a velikost záplaty, způsob její výroby a aplikování či tvarové charakteristiky potahu se záplatou. V některých případech lze použit i metody velmi jednoduché, jakými je prostá vizuální prohlídka anebo zkouška poklepáním. Velmi dobré výsledky především u potahů s nižší tloušťkou vykazují aktivní infračervené metody [7]. Pro

dílce s vyšší tloušťkou jsou pak vhodné metody užívající pronikavého záření (rentgenová radiografie) anebo metody využívající mechanických vibrací, především metody ultrazvukové [8]. Jako jejich zajímavá varianta se pak jeví přístroj BondMaster 600, využívající mechanických vibrací v širším rozsahu frekvencí.

#### 3.1 Defektoskop BondMaster 600

Přístroj BondMaster 600 firmy Evident (dříve Olympus) je multifunkční defektoskop, užívající slyšitelného zvuku i ultrazvuku, určený především pro zjišťování defektů v lepených spojích případně delaminací v kompozitních laminátech. Dobře přenosný přístroj (viz obr. 6) umožňuje práci ve třech režimech za použití tří různých sond s piezoelektrickými měniči:

- Režim Pitch-Catch: Tento režim je určený pro inspekci celistvosti sendvičů s voštinovým jádrem. Je schopen detekovat větší odlepení potahu sendviče od jádra. Využívá slyšitelného zvuku a nevyžaduje aplikaci vazebního prostředku.
- Režim analýzy mechanické impedance: Tento režim je vhodný k inspekci menších ploch a lepených oprav sendvičových panelů. Také využívá slyšitelného zvuku a nevyžaduje aplikaci vazebního prostředku.
- Rezonanční režim: Tento režim je dle výrobce určen pro detekování vad v lepených spojích mezi i kovovými plechy a delaminací v laminátech. Bude popsán dále.



Obr. 6: Defektoskop Evident BondMaster 600 se sondou a měřeným vzorkem

Pro účely zjišťování defektů v lepeném spoji mezi potahem a záplatou byl použit rezonanční režim. Tato technika využívá speciální rezonanční kontaktní sondu s ultrazvukovým úzkopásmovým měničem a je založena na určování změny elektrické impedance měniče sondy

při spojení s materiálem s určitou akustickou impedancí. Akustická impedance kompozitu či slepených plechů se pak mění přítomností jakékoli diskontinuity, jako je například delaminace či nedolepení.

Připojení sondy ke kontrolovanému dílu za použití vhodného vazebního prostředku způsobí, že díl působí jako tlumicí člen, snižuje amplitudu a také mění rezonanční frekvenci. To vede ke změnám ve snímané elektrické impedanci měniče sondy, tyto změny (amplituda a fáze) jsou pak zobrazovány v impedanční (polární) rovině. Pokud je tedy v lepeném spoji přítomno nedolepení, dojde ke změnám, které jsou v impedanční rovině vyjádřeny především změnou fáze, ale také amplitudy. Změna fáze je indikována rotací koncového bodu kolem nulového bodu, získaného měřením v místě bez delaminací. Změna amplitudy se projeví určitou vzdáleností koncového bodu od nulového bodu.

Výrobce při použití tohoto režimu umožňuje výběr ze šesti sond s rozsahem pracovních kmitočtů v rozmezí od 35 až 330 kHz s koncovými průměry 15 až 9,5 mm. V závislosti na použité sondě jsou specifikována omezení tloušťky materiálu a testovaných materiálů.



Obr. 7: Zobrazení fáze a amplitudy pohybem pracovního bodu v polární rovině

Na základě kalibrace přístroje lze pak nastavit oblast alarmu (na obr. 7 oranžově vytažený obdélník). Když se při pohybu sondy nad defekt koncový bod přesune do této oblasti, dojde k akustickému či vizuálnímu (rozsvícení LED) upozornění.

# 4 Praktické ověření možnosti detekce defektů v lepeném spoji

Ověření možnosti kontroly kvality provedené opravy monolitního laminátu pomocí přístroje BondMaster 600 bylo provedeno pomocí dvou vzorků s umělými defekty.

#### 4.1 Příprava vzorků

Byly vyrobeny dva vzorky reprezentující opravu pomocí předem vytvrzené vnější lepené záplaty s umělými defekty v lepeném spoji. Menší vzorek se záplatou s konstantní tloušťkou bez úkosu sloužil pro prvotní seznámení se s možnostmi defektoskopu, větší vzorek se záplatou s úkosem odpovídá reálně provedené opravě. Přítomnost umělých defektů ve vrstvě lepidla byla po výrobě vzorků ověřena ještě pomocí aktivní infračervené metody.

#### 4.1.1 Vzorek č. 1 se záplatou bez úkosů

Menší vzorek o celkovém rozměru 96x80 mm je slepen pomocí epoxidového lepidla ze dvou částí, základní deskou s otvorem, reprezentujícím odstraněnou oblast poškození, a záplatou ve tvaru obdélníka se zaoblenými rohy. Obě části byly vyrobeny vyřezáním z desky laminátu uhlík/epoxid o tloušťce 2,4 mm. Tři umělé defekty, simulující nedolepení, byly vytvořeny vynecháním lepidla pomocí vložky z PE fólie, která byla po vytvrzení lepidla odstraněna. Provedení vzorku je zobrazeno na obr. 8.



Obr. 8: Náčrt vzorku č. 1 s umělými defekty

#### 4.1.2 Vzorek č. 2 se záplatou s úkosy

Základní deska vzorku o rozměrech 180x140 mm je vyřezána z laminátu uhlík/epoxid o tloušť ce 2,9 mm. Ve středu desky je vyřezán čtvercový otvor se zaobleným rohy, který opět reprezentuje odstraněnou poškozenou část potahu. Čtvercová záplata je zhotovena ze stejného materiálu jako deska, úkosy jsou vytvořeny pomocí broušení. Tento způsob výroby byl použit místo obvyklého kladení jednotlivých vrstev s odstupňováním z důvodů jednoduchosti a zabezpečení zhotovení záplaty pokud možno bez výrobních vad.

Záplata je k desce přilepena pomocí dvousložkového epoxidového lepidla. Ve vrstvě lepidla jsou opět pomocí polyethylenové vložky vytvořeny defekty nedolepení. Z nedolepeného rohu, půlkruhové nedolepení a širšího defektu vedoucího skrze celý spoj byla po vytvrzení lepidla vložka odstraněna. V případě tenčího defektu byla polyethylenová vložka ponechána jako simulace cizího objektu ve vrstvě lepidla. Provedení vzorku i s defekty je uvedeno na obr. 9.



Obr. 9: Náčrt vzorku č. 2 s umělými defekty

#### 4.2 Měření

Pro měření byl použit přístroj BondMaster 600 v rezonančním režimu se sondou S-PR-5. Sonda má koncový průměr 9,5mm, pracuje s frekvencí 254,4 kHz a je schopná detekce defektů v objektu o tloušťce od 2,0 do 25,4 mm. Pro měření byl jako vazební prostředek použit gel D12 od firmy Evident.

#### 4.2.1 Měření na vzorku č. 1

Po vyvážení (nulování) přístroje ve známém místě bez defektu (pozice č. 1 na obr. 10) bylo provedeno ověření v dalším místě bez defektu (pozice č. 2) a poté byly prověřeny oblasti s defekty. Pohyb koncového bodu při pohybu sondy nad jednotlivými simulovanými defekty je možné vidět na obrázku č. 10.



Obr. 10: Místa měření na vzorku č. 1 a odpovídající pohyb koncového bodu

#### 4.2.2 Měření na vzorku č. 2

V tomto případě je situace komplikována tím, že k pohybu koncového bodu dojde také vlivem změny tloušťky záplaty s úkosy. Další komplikací při měření byl fakt, že použitý vazební gel má poměrně nízkou viskozitu a má tendence stékat po úkosu lepené záplaty. To lze řešit neustálým doplňováním gelu v místě měření. Nicméně bylo nutné zabránit zatečení gelu do mezer umělých defektů použitím lepicí pásky. Řešením by bylo i užití méně stékavého gelu.

Pohyb koncového bodu vlivem změny tloušťky v intaktním místě č. 5 je možné vidět na obr. 11. Pohyb je jasně odlišitelný od změny polohy koncového bodu při najetí sondy na místo s umělým defektem (viz obr. 12). Lze říci, že všechny defekty jsou detekovatelné.



Obr. 11: Místa měření na vzorku č. 2 a pohyb koncového bodu vlivem změny tloušťky záplaty v místě měření č. 5



Obr. 12: Pohyb koncového bodu v jednotlivých místech měření

Aby byl vliv snížení tloušťky záplaty na pohyb koncového bodu co nejvíce eliminován, je vhodné během kontroly pohybovat sondou postupně po drahách rovnoběžných s okrajem záplaty. Opět lze konstatovat, že všechny defekty jsou detekovatelné.

## 5 Závěr

Experimenty prokázaly vhodnost použití přístroje BondMaster 600, pracujícího v rezonančním režimu, pro kontrolu kvality provedené opravy pomocí vnější záplaty. Všechny simulované defekty ve vrstvě lepidla u obou vzorků byly detekovatelné. V případě vzorku se záplatou s úkosem byla situace ztížena reakcí systému na místní změnou tloušťky záplaty, nicméně tento vliv neznamenal překážku v detekci nedolepení. Je ale zapotřebí vzít v úvahu, že úkos záplaty byl hladký, což by v případě užití vrstvené odstupňované záplaty nemuselo platit.

Problematické se jevilo nasazení vazebního gelu D12, který stékal a měl tendence zabíhat do otevřených defektů. Jako vhodné řešení se jeví použití méně stékavého gelu.

# Literatura

- [1] SOUTIS, C.: Fibre reinforced composites in aircraft construction. *Progress in Aerospace Sciences*. 2005;41(2):143-151.
- [2] SLOAN, J.: Skinning the F-35 fighter [Internet]. Compositesworld.com. 2022 [cited 2022 Jul 6];Available from: https://www.compositesworld.com/articles/skinningthe-f-35-fighter.
- [3] ROESELER, W. G.; SARH, B.; KISMARTON, M. U.: Composite structures: The first 100 years. In: *16TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS*. Kyoto, 2007, s. 10.
- [4] TŘÍSKA, V.: *Obnova provozuschopnosti letecké techniky*. Disertační práce. Brno: Univerzita obrany, 2012.
- [5] WRONKOWICZ-KATUNIN, A.; KATUNIN, A.; DRAGAN, K.: Reconstruction of Barely Visible Impact Damage in Composite Structures Based on Non-Destructive Evaluation Results. Online. *Sensors*. 2019, roč. 19, č. 21. ISSN 1424-8220.
- [6] BAKER, A. A.: A Proposed Approach for Certification of Bonded Composite Repairs to Flight-Critical Airframe Structure. Online. *Applied Composite Materials*. 2011, roč. 18, č. 4, s. 337-369. ISSN 0929-189X.
- [7] POUDEL, A.; MITCHELL, K. R.; CHU, T. P.; NEIDIGK, S.; JACQUES, C.: Nondestructive evaluation of composite repairs by using infrared thermography. Online. *Journal of Composite Materials*. 2016, roč. 50, č. 3, s. 351-363. ISSN 0021-9983.
- [8] PIECZONKA, L.; STASZEWSKI, W. J.; UHL, T.; PAVLOPOULOU, S.; SOUTIS, C.: Nondestructive testing of composite patch repairs. In: 11th European Conference on Non-Destructive Testing. Prague, 2014.

# Dedikace

Článek byl zpracován za podpory dlouhodobého záměru organizace "Vedení operací ve vzdušném prostoru - AIROPS".

# Nelineární výpočet křídla v obecném manévru Non-linear calculation of the wing in general manoeuvre

Vojtěch Zůbek Katedra letecké techniky, Univerzita obrany, email: vojtech.zubek@unob.cz,

Jakub Hnidka Katedra letecké techniky, Univerzita obrany, email: jakub.hnidka@unob.cz

Abstrakt: Jedním z hlavních aspektů návrhu UAV je bezesporu aerodynamická analýza. Ta obvykle zahrnuje stanovení letových výkonů a také vlastností z hlediska stability a řiditelnosti ve všech šesti stupních volnosti. Pro řešení těchto úkolů se většinou používají metody aerodynamické analýzy s nízkou přesností. V současné době však neexistuje žádná nelineární metoda s nízkou přesností, která by byla využitelná pro tento typ výpočtů. Tento článek představuje shrnutí prvního kroku ve snaze o vývoj této metody. Článek představuje nový nelineární algoritmus specificky designovaný pro aerodynamickou analýzu tří dimenzionálních křídel, s nenulovými úhly šípu, vzepětí a zkroucení, ve všech šesti stupních volnosti. Výsledky získané pomocí implementace tohoto modelu v MATLABu jsou poté srovnány s vysoce přesnými výsledky získanými pomocí měření v aerodynamickém tunelu.

Klíčová slova: Aerodynamika; Nízké Re, Nelineární, UAV, Vortex-Lattice, Výpočet křídla

Abstract: One of the key aspects of the design process of UAVs is arguably aerodynamic analysis. This usually includes the determination of flight performance as well as stability and control characteristics in all 6 DoF. Low-fidelity methods of aerodynamic analysis are usually a satisfactory tool to perform such calculations. However, upon reviewing currently available literature, it was found out that there is currently no low-fidelity method capable of such task in sufficient depth. This paper presents a first step in developing such an algorithm. It presents a new non-linear algorithm, specifically designed to be able to calculate aerodynamic characteristics of three-dimensional wing with nonzero twist, sweep and dihedral in all 6 DoF. The results obtained with the model implemented in MATLAB are then compared with highfidelity results for several wings, obtained with wind tunnel measurements.

Keywords: Aerodynamics; Low-Re; Non-Linear; UAV; Vortex-Lattice; Wing calculation

#### **1** Introduction

This paper presents a comprehensive summary of the most important parts of the master's thesis *"Non-linear Calculation of Aerodynamic Characteristics of a Wing"* [1].

Stability and control are the key aspects of UAV preliminary design process. This issue is complex and there is a great amount of literature dedicated to it (e.g. [2]). Unfortunately, almost all equations presented in the published literature are linearized and are not much suitable for the use on the small UAVs. Although the idea of non-linear model which is capable to estimate all six-components of aerodynamic forces and moments of the whole UAV in any flight regime sounds very exciting, it was decided to approach this problem carefully, thus the case of isolated wing in quasi-steady motion was chosen as a topic of this article.

As the wing is an object with six degrees of freedom, three aerodynamic forces and three aerodynamic moments are needed as an input for the equations of motion. They are usually expressed in aerodynamic coordinate system (ACS) as follows [3]:

- Drag *D*, Side force *C*, Lift *L*,
- Rolling moment  $\mathcal{L}$ , Pitching moment  $\mathcal{M}$ , Yawing moment  $\aleph$ .

To allow better comparison between different designs, the forces and moments are usually normalized with a use of dynamic pressure q, reference area S, and reference length l and are expressed in form of aerodynamic coefficients. Force coefficients are expressed as

$$c_F = \frac{F}{q S} \tag{1}$$

and moment coefficients as

$$c_{\mathcal{M}} = \frac{\mathcal{M}}{q \, S \, l}.\tag{2}$$

This normalization omits most of the influence of the geometry and atmospheric conditions, but the coefficients are far from being fully non-dimensional. As an example, let's use lift coefficient  $c_L$ . If we focus only on the influence of the motion and an atmospheric condition, we get following dependencies in quasi-steady motion [4]:

$$c_{L} = f\left(\alpha, \beta, \overline{\mathbf{\Omega}}, \overline{\dot{\alpha}}, \overline{\dot{\beta}}, M_{\infty}, Re_{\infty}\right).$$
(3)

Here,  $\alpha$  is angle of attack,  $\beta$  is angle of sideslip,  $\Omega = \{p, q, r\}$  is vector of angular rates,  $M_{\infty}$  is freestream Mach number and  $Re_{\infty}$  is Reynolds number.  $\overline{(*)}$  symbolizes normalized quantity. Figure 1 shows typical flow conditions in the entire possible  $\alpha, \beta$  range for a general aviation



Figure 1 – A cross-section through general aviation's aircraft parametric space [4]

aircraft. From it, we can see that the dependencies of the force and moment coefficients are complicated even for the general aviation aircraft and are even more complicated for the UAV. Of course, the overall parametric space is much more complicated than just two dimensional cross-section shown in figure 1. Usually, this issue is solved by using First-order Taylor series expansion (linearization) around some point of interest, denoted by ()<sub>0</sub> subscript. Again, taking a lift coefficient as an example, we can write [4] [5]:

$$c_L \simeq c_{L_0} + c_{L_\alpha} \Delta \alpha + c_{L_\beta} \Delta \beta + c_{L_{\overline{p}}} \Delta \overline{p} + c_{L_{\overline{q}}} \Delta \overline{q} + c_{L_{\overline{r}}} \Delta \overline{r} + \cdots$$
(4)

where:

$$\begin{split} c_{L_0} &= c_L(\alpha_0, \beta_0, \dots), \qquad c_{L_{\alpha}} = \partial c_L / \partial \alpha(\alpha_0, \beta_0, \dots), \qquad c_{L_{\beta}} = \partial c_L / \partial \beta(\alpha_0, \beta_0, \dots), \\ c_{L_{\overline{p}}} &= \partial c_L / \partial \bar{p}(\alpha_0, \beta_0, \dots), \qquad c_{L_{\overline{q}}} = \partial c_L / \partial \bar{q}(\alpha_0, \beta_0, \dots), \qquad c_{L_{\overline{r}}} = \partial c_L / \partial r(\alpha_0, \beta_0, \dots), \dots \end{split}$$

The series variables are then the aerodynamic parameters' perturbation variables from the trimmed state:

$$\Delta \alpha = \alpha - \alpha_0, \qquad \qquad \Delta \beta = \beta - \beta_0, \qquad \qquad \Delta \bar{p} = \bar{p} - \bar{p}_0, \dots$$

The valid ranges of linearization for different operating points are shown in Figure 1. We can see that these regions are quite small and, especially for UAV, they are usually even smaller as there are no large linear regions as the green one in Figure 1. This poses the question of how to tackle this problem in the UAV preliminary analysis. One option is to use the conventional approach and to analyze high number of operating points to compensate for the non-linear behavior [5]. The second option, further explored here, is to use a computation method which is non-linear from the start and can thus inherently cover the whole operating space (or most of it).



Figure 2 – Geometric coordinate system of the wing (left) [6], Geometric parameters of the wing strip (right)

#### 2 Some remarks about wing description

Wing is usually defined in a special coordinate system, called *geometric coordinate system* (GCS, index -  $(*)_G$ ),  $(o_G, x_G, y_G, z_G)$ , which is shown in figure 2 left. Origin  $o_G$  usually lies at the intersection of the leading edge with the root chord of the wing. Axis  $o_G, x_G$  lies in parallel with the root chord and it is positive in a direction to the root trailing edge. Positive  $o_G, z_G$  axis points upwards, and it is perpendicular to  $o_G, x_G$ . These two axes usually define the plane of symmetry of the wing. Last axis  $o_G, y_G$  is perpendicular to the plane of symmetry and its positive direction points to the right when viewed in a flight direction [4] [6].

Now let us consider wing as a discretized sum of a finite number of segments, or strips, along the  $o_G$ ,  $y_G$  axis. Each of these strips is then described separately. Set of describing parameters is chosen to be directly usable as an input for the aerodynamic analysis of the wing, without any need for further adjustments.

First, let us define an input set of geometric parameters for the isolated wing segment. These parameters are shown in Figure 2 right a
nd are obtained directly from the geometry of the wing. Affiliation of these parameters to a specific segment is marked by a letter *i* in subscript. Points  $r_{A,G,(i)}$  and  $r_{B,G,(i)}$  are defining the boundaries of a quarter chord line of the segment. Point  $r_{AC,G,(i)}$  is defined as

$$\mathbf{r}_{AC,G,(i)} = \frac{1}{2} \big( \mathbf{r}_{A,G,(i)} + \mathbf{r}_{B,G,(i)} \big).$$
(5)

Local chord length  $c_{AC}$  is defined on point  $r_{AC,G}$  and it is parallel to  $x_G$ . We can also define three geometric angles: First local sweep angle  $\Lambda_{AC}$  is defined in  $r_{AC}$  as

$$\Lambda_{AC,(i)} = \operatorname{atan} \frac{\left( \boldsymbol{r}_{B,G,(i)} - \boldsymbol{r}_{A,G,(i)} \right) \cdot \hat{\boldsymbol{x}}}{\left( \boldsymbol{r}_{B,G,(i)} - \boldsymbol{r}_{A,G,(i)} \right) \cdot \hat{\boldsymbol{y}}}.$$
(6)

Second, local dihedral angle  $\psi_{AC}$  defined in  $r_{AC,G}$  as:

$$\psi_{AC,(i)} = \operatorname{atan} \frac{\left( \boldsymbol{r}_{B,G,(i)} - \boldsymbol{r}_{A,G,(i)} \right) \cdot \hat{\boldsymbol{z}}}{\left( \boldsymbol{r}_{B,G,(i)} - \boldsymbol{r}_{A,G,(i)} \right) \cdot \hat{\boldsymbol{y}}}$$
(7)

Third, local twist angle  $\theta_{AC}$  defined in  $r_{AC,G}$  around quarter chord line of the segment. As a last parameter, the reference area  $S_P$  is defined as

$$S_{P,(i)} = c_{AC,(i)} \sqrt{\left[ \left( \boldsymbol{r}_{B,G,(i)} - \boldsymbol{r}_{A,G,(i)} \right) \cdot \hat{\boldsymbol{y}} \right]^2 + \left[ \left( \boldsymbol{r}_{B,G,(i)} - \boldsymbol{r}_{A,G,(i)} \right) \cdot \hat{\boldsymbol{z}} \right]^2} \,. \tag{8}$$

To describe its aerodynamic properties, unique aerodynamic dataset is defined for each analyzed strip, based on its airfoil geometry at  $r_{AC,G,(i)}$ . This dataset is defined in a form of look-up tables, which contain following coefficients:

Lift curve –	$c_{L,(i)} = f(\alpha, Re, M, \dots);$
Drag curve –	$c_{D,(i)} = f(\alpha, Re, M, \dots);$
Aerodynamic center position –	$x_{AC,(i)} = f(\alpha, Re, M, \dots);$
Zero-lift angle of attack –	$\alpha_{(c_L=0),(i)} = f(Re, M, \dots);$
Zero-lift pitching moment –	$c_{\mathcal{M}(c_L=0),(i)} = f(Re, M, \dots);$

## **3** Crossflow theory

Crossflow theory is used to describe the characteristics of an infinite swept wing. The idea of this theory is shown in Figure 3. We can see that the freestream velocity  $V_{\infty}$  is decomposed into two components based on its direction compared to quarter chord line of the wing. First component  $V_{\perp}$  is perpendicular to a quarter chord line and second component  $V_{\parallel}$  is tangential. Here, only the perpendicular component  $V_{\perp}$  is flowing around the airfoil section and thus



Figure 3 – Crossflow theory scheme [4]

generates lift. This means that we also need to redefine the angle of attack, as shown in figure 3 [4].

Now let's extend this theory to the isolated wing section with some local sweep angle  $\Lambda$ , dihedral angle  $\psi$  and twist angle  $\theta$ . The best approach here to define the perpendicular velocity component and subsequent new angle of attack is to use the rotation from the GSC to local coordinate system using a directional cosine matrix.

$$TM_{GP} = \begin{bmatrix} (\cos\Lambda\cos\theta & (\sin\psi\cos\theta\sin\Lambda) \\ +\sin\psi\sin\Lambda\sin\theta & \cos\psi\sin\Lambda & -\cos\Lambda\sin\theta) \\ (\cos\Lambda\sin\psi\sin\theta & (\sin\Lambda\sin\theta) \\ -\cos\theta\sin\Lambda) & \cos\psi\cos\Lambda & (\sin\Lambda\sin\theta) \\ \cos\psi\sin\theta & -\sin\psi & \cos\psi\cos\theta \end{bmatrix}$$
(9)

This matrix is then used to define new coordinate system called *panel coordinate system* (PCS, index -  $(*)_P$ ), with a new set of unitary vectors (unitary vectors are still defined in GCS):

• Local axial vector  $\hat{a}_{G}$ 

$$\widehat{a}_G = TM_{GP}\,\widehat{x}.\tag{10}$$

• Local crossflow (tangential) vector  $\hat{c}_{G}$ 

$$\hat{\boldsymbol{c}}_{\boldsymbol{G}} = \boldsymbol{T}\boldsymbol{M}_{\boldsymbol{G}\boldsymbol{P}}\,\hat{\boldsymbol{y}}.\tag{11}$$

• Local normal vector  $\hat{n}_G$ 

$$\widehat{\boldsymbol{n}}_{\boldsymbol{G}} = \boldsymbol{T}\boldsymbol{M}_{\boldsymbol{GP}}\,\widehat{\boldsymbol{z}}.\tag{12}$$

The same approach is then used for the transformation of local velocity vector from GCS to PCS:

$$\boldsymbol{U}_{AC,P} = \boldsymbol{T}\boldsymbol{M}_{GP} \ \boldsymbol{U}_{AC,G} = \begin{cases} \boldsymbol{U}_a \\ \boldsymbol{U}_c \\ \boldsymbol{U}_n \end{cases}.$$
(13)

Components  $U_a$  and  $U_n$  are then used to define a perpendicular angle of attack  $\alpha_{\perp}$  and perpendicular velocity  $V_{\perp}$  as

$$\alpha_{AC} = \alpha_{\perp} = \operatorname{atan} \frac{U_n}{U_a},$$

$$V_{AC} = V_{\perp} = \sqrt{U_n^2 + U_a^2},$$
(14)

with the velocity component  $U_c$  ignored.

The perpendicular chord length is approximated with the same approach, as the exact definition is very hard to get with a defined set of input parameters. For this reason, the approximation is performed as:

$$\boldsymbol{c}_{\perp} = \begin{cases} \boldsymbol{c}_{a} \\ \boldsymbol{c}_{c} \\ \boldsymbol{c}_{n} \end{cases} \cong \boldsymbol{T}\boldsymbol{M}_{\boldsymbol{GP}} \begin{cases} \boldsymbol{c}_{AC} \\ \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{0} \end{cases}$$
(15)

From this vector only the value  $c_a$  is used, as a value  $c_n$  is usually small and  $c_c$  is ignored as it lies in a spanwise direction. The perpendicular chord length is then defined as:

$$c_{\perp} = \boldsymbol{c}_{\perp} \cdot \begin{cases} 1\\ 0\\ 0 \end{cases} \tag{16}$$

It is also important to note that the airfoil shape in the perpendicular direction is different than the airfoil shape in the freestream direction and thus has different aerodynamic characteristics. This means that it is important to know how exactly the airfoil is defined when analyzing the swept wing.

## **4** Vortex Lattice method

All aerodynamic calculations, if not said otherwise, are done in *Vortex Lattice coordinate system* (VLCS, index - (\*)<sub>VL</sub>), ( $o_{VL}$ ,  $x_{VL}$ ,  $y_{VL}$ ,  $z_{VL}$ ) which is obtained from geometric coordinate system, GCS, by moving its origin into the moment reference point of the evaluated object. Vortex lattice discretizes the continuous vortex-sheet into the collection of horseshoe vortices (HV) as shown in Figure 4. Each horseshoe vortex consists of three parts (legs): a bound leg, which lies on the surface and two trailing legs extending from the bound leg's endpoints into the infinity parallel to the *x* axis. Those three legs have the same constant circulation strengths  $\Gamma$  [4].



Figure 4 – Lifting surface discretization [4]

The overall velocity field relative to the VL configuration at any given point r is given as

$$\boldsymbol{V}(\boldsymbol{r}) = \sum_{HV} \frac{\Gamma}{4\pi} \int \frac{dl \times (\boldsymbol{r} - \boldsymbol{r}')}{\|\boldsymbol{r} - \boldsymbol{r}'\|^3} - \boldsymbol{U}_{\boldsymbol{p}}(\boldsymbol{r}), \tag{17}$$

where first expression on the right-hand side represents collection of horseshoe vortex filaments, each having constant circulation strength  $\Gamma_i$  and second expression represents total velocity vector  $U_p$  at point r defined as [4]:

$$\boldsymbol{U}_{\boldsymbol{p}}(\boldsymbol{r}) = \boldsymbol{U}_{\boldsymbol{V}\boldsymbol{L}} + \boldsymbol{\Omega}_{\boldsymbol{V}\boldsymbol{L}} \times \boldsymbol{r} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{v} \\ \boldsymbol{w} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \boldsymbol{p} \\ \boldsymbol{q} \\ \boldsymbol{r} \end{pmatrix} \times \boldsymbol{r}.$$
 (18)

The definition of the variables is given in Figure 4. We can rewrite the equation 17 into:

$$\boldsymbol{V}(\boldsymbol{r}) = \sum_{i=1}^{N} \Gamma_i \, \widehat{\boldsymbol{V}}_i(\boldsymbol{r}) - \boldsymbol{U}_p(\boldsymbol{r}), \tag{19}$$

where  $\hat{V}_i(r)$  represents the kernel function for each evaluated point which is influenced only by the geometry of the lifting surface

$$\widehat{V}_{i}(\mathbf{r}) = \frac{1}{4\pi} \begin{bmatrix} \frac{\mathbf{a} \times \mathbf{b}}{\|\mathbf{a}\| \|\mathbf{b}\| + \mathbf{a} \cdot \mathbf{b}} \left( \frac{1}{\|\mathbf{a}\|} + \frac{1}{\|\mathbf{b}\|} \right) \\ + \frac{\mathbf{a} \times \widehat{\mathbf{x}}}{\|\mathbf{a}\| - \mathbf{a} \cdot \widehat{\mathbf{x}}} \frac{1}{\|\mathbf{a}\|} - \frac{\mathbf{b} \times \widehat{\mathbf{x}}}{\|\mathbf{b}\| - \mathbf{b} \cdot \widehat{\mathbf{x}}} \frac{1}{\|\mathbf{b}\|} \end{bmatrix}.$$
(20)

The definition of the variables is given in figure 5 [4].

The flow tangency condition is now imposed at *N* control points by choosing *r* in equation 10 to be at control point  $r_{CP,VL,(i)}$  of each HV in turn and setting the resulting normal velocity component to zero.



Figure 5 – Horseshoe vortex geometry [4]

$$\boldsymbol{V}_{\boldsymbol{CP},\boldsymbol{VL},(i)} \cdot \widehat{\boldsymbol{n}}_{\boldsymbol{VL},(i)} = \left[\sum_{j=1}^{N} \Gamma_{j} \widehat{\boldsymbol{V}}_{j,\boldsymbol{CP},(i)} - \boldsymbol{U}_{\boldsymbol{CP},\boldsymbol{VL},(i)}\right]_{i} \cdot \widehat{\boldsymbol{n}}_{\boldsymbol{VL},(i)} = 0, \quad (21)$$

where  $\hat{n}_i$  is normal vector at control point  $r_{CP,VL,(i)}$ . To avoid conflict with the control point index *i*, the summation index over the HV's has been changed to *j* [4]. From this we can setup the linear system of equations of size  $N \times N$  for the vortex strengths variables  $\Gamma_i$  as

$$\left[AIC_{ij}\right]\left\{\Gamma_{j}\right\} = \boldsymbol{U}_{\boldsymbol{CP},\boldsymbol{VL},(i)} \cdot \widehat{\boldsymbol{n}}_{\boldsymbol{VL},(i)},\tag{22}$$

where  $A_{ii}$  is Aerodynamic Influence Coefficient matrix, defined as:

$$AIC_{ij} = \widehat{V}_{j,CP,(i)} \cdot \widehat{n}_{VL,(i)}.$$
(23)

This matrix is function of VL geometry only and hence it is known a priory [4].

## 5 Non-linear wing calculation algorithm

In this chapter, the non-linear wing calculation algorithm is presented. Each main part is presented in its own subsection together with guidelines and comments.

#### 5.1 **Preliminary calculations**

First step is transforming the parameters  $r_{A,G,(i)}$ ,  $r_{B,G,(i)}$  and  $r_{AC,G,(i)}$ , defined in GCS, into VLCS. This is done by subtracting the position of center of gravity (CoG):

No other parameters need to be transformed, as translational velocities remain the same together with rotational rates, which, in GCS, were defined around  $r_{CG,G}$ . Next, global aerodynamic angles are calculated:

 $\alpha = \tan^{-1} \frac{u}{w}$   $\beta = \sin^{-1} \frac{v}{V_{co}}$ (25)

Here, the translation velocities are taken from the  $U_G = U_{VL}$  vector and freestream velocity is defined as a norm of this vector:

$$V_{\infty} = \|\boldsymbol{U}_{\boldsymbol{V}\boldsymbol{L}}\|^2. \tag{26}$$

Now, let us have a quick discussion about the effects of non-zero yaw angle  $\beta$ . The vortex lattice method, as described here, is not capable of full solution of yawed wing. This is due to a fact that the trailing vortices are assumed to be parallel with the *x* axis. That means that in the case of yawed wing, the trailing vortices are not aligned with the freestream velocity vector, as they should be, and the vortex sheet leads to non-physical representation.

One way how to address this issue is to rotate the wing geometry around z axis to force the yaw directly into the VLCS, basically creating asymmetrically swept wing. This approach was taken from [6]. However, this is only an approximation, and the geometry is deformed. This deformation is acceptable only for small values of  $\beta$  – this is, however, acceptable, as the yawed flight is not a common flight regime and if so, it is usually only with small yaw angles. Transformation matrix  $T_{BS}$  is then defined as

$$\boldsymbol{T}_{BS} = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0\\ \sin\beta & \cos\beta & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$
 (27)

Transformation to slipped coordinate system is performed for  $U_{VL}$ ,  $\Omega_{VL}$ ,  $r_{A,VL,(i)}$ ,  $r_{B,VL,(i)}$ ,  $r_{AC,VL,(i)}$ ,  $\hat{a}_{VL,(i)}$ ,  $\hat{c}_{VL,(i)}$ ,  $\hat{n}_{VL,(i)}$ . Transformed variables are marked with subscript  $(\cdot)_S$ .

In a next step, position of the control point for each horseshoe vortex is determined as follows:

$$\boldsymbol{r}_{CP,S,(i)} = \boldsymbol{r}_{AC,S,(i)} + \begin{cases} 0.5 \ c_{AC,(i)} \\ 0 \\ 0 \end{cases}$$
(28)

With all geometric parameters now defined, we can calculate the velocity vectors at points  $r_{AC,S,(i)}$  and  $r_{CP,S,(i)}$  as:

$$\boldsymbol{U}_{AC,S,(i)} = \boldsymbol{U}_{S} + \boldsymbol{\Omega}_{S} \times \boldsymbol{r}_{AC,S,(i)}$$
<sup>(29)</sup>

$$\boldsymbol{U}_{CP,S,(i)} = \boldsymbol{U}_{S} + \boldsymbol{\Omega}_{S} \times \boldsymbol{r}_{CP,S,(i)}$$
(30)

From this, we can calculate the velocity vectors in panel coordinate system with use of transformation matrix comprised from local unit vectors

$$TM_{SP} = \begin{bmatrix} \hat{a}_{S,(i)} & \hat{c}_{S,(i)} & \hat{n}_{S,(i)} \end{bmatrix},$$
(31)

or with the unit vectors themselves. The approach is described in section 3. Transformed velocities are then written as  $U_{AC,P,(i)}$ ,  $U_{CP,P,(i)}$ . From these velocities we can now calculate local perpendicular airspeeds  $V_{\perp,AC,(i)}$ ,  $V_{\perp,CP,(i)}$  and local geometric angles of attack  $\alpha_{\perp,AC,(i)}$ ,  $\alpha_{\perp,CP,(i)}$ . The approach is again described in section 3.

Next, we calculate aerodynamic influence coefficients matrix  $[AIC_{ij}]$  with use of equations 20 and 23. All geometric quantities are defined in slipped coordinate system. It is also beneficial to perform L-U factorization on the matrix, as it speeds up the calculation performed later. From this we get the upper triangular matrix  $AIC_U$ , lower triangular matrix  $AIC_L$  and permutation matrix  $AIC_P$ .

In a last step, we calculate kernel function  $\hat{V}_{j,AC,(i)}$  defined for each  $r_{AC,S,(i)}$  with use of an equation 20 but with the firs term in bracket omitted. All geometric quantities are defined in slipped coordinate system.

#### 5.2 Non-linear force distribution calculation

Main body of this part consists of iterative decambering algorithm. Before its start, two more variables need to be defined. First is local crossflow Reynolds number defined as

$$Re_{AC,(i)} = \frac{V_{\perp,AC,(i)} c_{\perp,(i)}}{K\nu},\tag{32}$$

where Kv is kinematic viscosity. From this we can determine local zero-lift AoA  $\alpha_{(c_L=0),(i)}$  as:

$$\alpha_{(c_L=0),(i)} = f(Re_{AC,(i)}, M_{AC,(i)}, \dots).$$
(33)

There is also a possibility that value of  $Re_{AC,(i)}$  is going to be out of the defined parametric space for  $\alpha_{(c_L=0),(i)}$ . Here, this is solved by applying a saturation together with a warning. The non-linear algorithm itself is based on the iterative decambering method described in [7].

The method was adjusted to suit the vectorized VLM formulation. It starts by an initialization

of decambering variable vector  $\delta^1 = 0$ , residual vector Res(1:100) = 10 and residual gradient *grad Res* = -1. Now the algorithm itself can start:

- 1. Set the iteration counter f = 1
- 2. Calculate the local angle of attack:

$$\alpha_{Loc,(i)}^{f} = \alpha_{\perp,CP,(i)} - \alpha_{(c_{L}=0),(i)} + \delta_{(i)}^{f}.$$
(34)

3. Calculate the local normal velocity at a control point:

$$U_{n,CP,(i)}^{f} = -\sin \alpha_{Loc,(i)}^{f} V_{\perp,CP,(i)}.$$
(35)

4. Solve the linear system of equations to obtain circulation strength vector  $\Gamma^{f}$ :

$$\Gamma^{f} = AIC_{U} \setminus AIC_{L} \setminus AIC_{P} U^{f}_{n,CP}.$$
(36)

5. Calculate the local velocity vector  $V_{AC,(i)}^{f}$ :

$$\boldsymbol{V}_{\boldsymbol{A}\boldsymbol{C},(i)}^{\boldsymbol{f}} = \sum_{j=1}^{N} \Gamma_{j} \, \widehat{\boldsymbol{V}}_{\boldsymbol{j},\boldsymbol{A}\boldsymbol{C},(i)} - \boldsymbol{U}_{\boldsymbol{A}\boldsymbol{C},\boldsymbol{S},(i)}.$$
(37)

6. Calculate the local forces from lift  $F_{L,(i)}$ :

$$F_{L,(i)}^{f} = \rho_{\infty} V_{(i)}^{f} \times (r_{B,S,(i)} - r_{A,S,(i)}) \Gamma_{(i)}^{f}.$$
(38)

7. Calculate local linear lift coefficient  $c_{L(i)}^{Lin,f}$ :

$$c_{L,(i)}^{Lin,f} = sign\left(\Gamma_{(i)}^{f}\right) \frac{2 \left\| \boldsymbol{F}_{L,(i)}^{f} \right\|}{S_{(i)} V_{\perp,AC,(i)} \rho_{\infty}}.$$
(39)

8. Calculate the local effective angle of attack  $\alpha_{eff}$ :

$$\alpha_{eff,(i)}^{f} = \frac{c_{L,(i)}^{Lin,f}}{2\pi} - \delta_{(i)}^{f} + \alpha_{(c_{L}=0),(i)}.$$
(40)

9. Obtain value of the viscous lift coefficient  $c_{L,(i)}^{Visc,f}$ :

$$c_{L,(i)}^{Visc,f} = f\left(\alpha_{eff,(i)}^{f}, Re_{AC,(i)}, M_{AC,(i)}, \dots\right).$$
(41)

10. Update the decambering variable vector  $\boldsymbol{\delta}^{f+1}$  as:

$$\delta_{(i)}^{f+1} = \delta_{(i)}^{f} - C \frac{c_{L,(i)}^{Lin,f} - c_{L,(i)}^{Visc,f}}{2\pi}$$
(42)

where C is smoothing factor used to help with convergence.

11. Calculate the residuals  $Res^{f+1}$  and residual gradient grad Res

$$Res^{f+1} = \max \left| \frac{c_L^{Lin,f} - c_L^{Visc,f}}{c_L^{Lin,f}} \right|,$$

$$grad Res = Res^{f+1} - Res^f.$$
(43)

12. Control convergence. If  $Res^{f+1} > Tolerance$  and  $grad Res^{f+1} < 0$  the iteration continues, and loop repeats itself from step 1. If one of the conditions is false, the iteration stops. Residual gradient is used to stop the algorithm when it starts diverging. This usually occurs after the stall when there is a change in lift curve slope.

Here, few notes about the algorithm itself should be provided. During the calculation of the non-linear lift coefficient, there is also a possibility that the local effective AoA is going to be out of the parametric space in which  $c_{L,(i)}^{Visc,f}$  is defined. This issue was again solved with the use of saturation and a warning message. Next, value for smoothing factor *C* is usually equal or less than 0.5. In case of extremely difficult lift curve shapes, it could go as low as 0.05. Tolerance value depends on task required, but usually it is not worth to have the value smaller than 0.5 %.

## 5.3 Forces and moments calculation

Now, when we have all the necessary data, we can proceed to the calculation of aerodynamic forces and moments. Calculation is divided into two parts. First local near-field forces are calculated together with far-field induced drag. Then these forces are summed to obtain total aerodynamic forces and moments.

Calculation of near-field forces is based on approach described in [8]. Near field forces are calculated in form of vectors defined in VLCS for each panel separately. Following forces are calculated:

- Near-field airfoil drag  $D_{VL,(i)}$
- Near-field induced drag  $Di_{VL,(i)}^{NF}$
- Near-field lift  $L_{VL,(i)}$

Far-field induced drag  $Di_{VL}^{FF}$  is also calculated by evaluating the Treftz integral [4]. Total forces and moments are then calculated by summation of these forces to some reference point [4].

# 6 Results and discussion

This chapter contains all the results obtained during the testing of the algorithm. Each tested case has its own section, which contains the results and a short discussion over these results. Overall discussion together with suggestions for future work is then provided at the end of the chapter.



Figure 6 – Lift curve for rectangular wing as function of aspect ratio

#### 6.1 Validation of implementation

First, the method was validated on the linear data from [6] to eliminate mistakes in the formulation and in the MATLAB script. The test was performed with a set of airfoil data based on the inviscid thin airfoil theory. This means that each section has a linear lift curve slope  $\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}$  of  $2\pi$ , constant drag and aerodynamic center in 25 % of chord. The solution converged during the first iteration, which means that all the variables are correctly defined and linked.

We can see in Figure 6 that the method gives the same results as the extended lifting line theory, which is to be expected, as the extended LLT is basically a simplified VL method. This serves as a second indication of the correct implementation.

### 6.2 Sensitivity analysis

Sensitivity study was performed for varying number of spanwise panels and two clustering methods: linear and cosine. Testing wing has a rectangular planform with aspect ratio AR = 6 and no sweep, dihedral or geometric twist. The test was again performed with a set of airfoil data based on inviscid thin airfoil theory. The results are plotted in a form of relative error as a function of panel number. Error is obtained based on the lift curve slope, and it is calculated as:





$$Error = \frac{\left(\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}\right)_N}{\left(\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}\right)_{4096}} \ 100 \ [\%]$$
(44)

where  $\left(\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}\right)_N$  is lift curve slope for *N* panels. Results are normalized to lift curve slope value for 4096 control panels,  $\left(\frac{\partial c_L}{\partial \alpha}\right)_{4096} = 4.167$ . This amount was selected arbitrarily by increasing the number of panels up to the point, where the LCS stopped changing in the 3<sup>rd</sup> decimal place, and thus it was deemed that it was fully converged.

Obtained results are plotted in Figure 7. We can see that error values are very good, with error around 1 % for N = 64 and 0.2 % for N = 256. We can also see that for  $N \ge 64$ , there is little to no difference between linear and cosine clustering. From these results, it was decided to use 256 control points with cosine clustering for all future calculations as the precision of the algorithm is now dictated by the tolerance, set to 0.5 % for all calculations (in linear cases, such as this, the algorithm converges in first iteration with residues in order of  $10^{-16}$ , thus the tolerance setting is insignificant).

## 6.3 Lift distribution over straight wing

Next case study was performed to compare the force distribution obtained by the algorithm with measured data from [9]. Here, normal force coefficient distribution is given for a straight wing



**Figure 8** – Normal force distribution for straight wing

with AR = 5 and  $\eta = 0.5$  with no dihedral or twist. The wing is using airfoil NACA 0012. In following paragraphs, these data are compared with calculated data. Airfoil data for NACA 0012, used as an input for algorithm, were taken from [10]. As the tests are mainly meant to test if the method provides correct estimation of the shape of normal force distribution, local normal force coefficients are again normalized by the normal force coefficient for the whole wing. Local normal force coefficient is obtained as:

$$c_{N,(i)} = \left(c_{N,(i)}^{Drag} + c_{N,(i)}^{Lift} + c_{N,(i)}^{Di}\right) \frac{V_{AC,(i)}}{V_{\infty}}.$$
(45)

As we can see from Figure 8, the method performs quite well when used for normal force distribution calculations. Based on this fact, we can state, that the method proposed in this paper could serve as a good tool for force distribution calculations for straight wings.

#### 6.4 3DoF characteristics of the straight wing

The second validation was performed on the wing from [11]. The wing is straight, with aspect ratio AR = 8, taper ratio  $\eta = 0.4$  and geometric twist at tip chord  $\theta_{tip} = -4.5$ . The root airfoil is NACA 4416, and tip airfoil is NACA 4412. Wing was tested at  $Re_{\infty} = 4500\ 000$  referred to  $c_{MAC}$ . Airfoil data for this analysis were digitalised from [12]. The results are plotted in Figure 9. As we can see, there is an excellent agreement on drag polar and pitching moment curve. Lift curve is unfortunately not that great, with good accuracy on zero lift angle of attack but smaller lift curve slope and much smaller maximal lift coefficient. This could be caused by following factors:



Figure 9 – 3DoF characteristics for wing 2.5-8-44,16

**Imperfection of the method** – this is understandable, as we are still using low-fidelity method for calculation, so one cannot expect excellent agreement with reality.

**Imperfection of the reference data** – the flow in the wind tunnel differs from the free field. The proximity of the walls could cause deformation of the vortex sheet behind the wing and thus influences the results. Also, the tunnel used for wing measurements has a higher turbulence levels than the one used for the measurements of the airfoils, which could cause delayed separation of the boundary layer and thus lead to achieving a higher maximum lift coefficient.

### 6.4 Swept wings

Last part of this chapter discusses the applicability of the algorithm to swept wings. The conclusions drawn here are based on the formulation of algorithm itself as well as number of experimental calculations partaken during the algorithm development.

To state it clearly: The algorithm proposed in this paper is not a valid option for non-linear aerodynamic analysis of wings with sweep angle higher than few degrees! The reasoning for this limitation is as follows:

- 1. The crossflow theory is not well suited for the use with non-linear data as was discussed in section 3, the crossflow theory modifies the local AoA, as only the velocity perpendicular to local quarter chord line is contributing to lift generation. This causes an increment in local AoA, which is in direct correlation with sweepback angle. This means, that for wings with high sweep angles, the local AoA is much higher than the AoA of the wing itself. These wings then stall much sooner than straight wings with same geometric parameters and same airfoil. This is in direct disagreement with real behavior, as swept wings stall at higher AoA than straight wings.
- 2. The crossflow theory gives incorrect results for total drag this is caused by the fact that we take local airfoil drag and then we decompose it into freestream direction and into direction perpendicular to freestream. This means that with increasing sweep angle, we are lowering the amount of airfoil drag acting in freestream direction. As this component projects as a part of total wing drag in far-field, we are effectively decreasing the total wing drag. This is, again, in direct disagreement with the reality, where total wing drag increases with increasing sweep angle.

Both these conclusions are quite severe and were quickly validated with few tests. No systematic study similar to the previous cases was conducted, due to the fact that results were quite obvious from the start and the tests only confirmed the expectations. However, during the survey of the currently available literature to this topic, two articles were found addressing both of these issues [13] [14]. These two methods present an interesting possibility for further expansion of this algorithm and if someone decides to continue in this work, the author wholeheartedly suggest to him to start with their implementation.

# 7 Conclusion

Based on the discussions about the individual test cases, we can state that the proposed algorithm provides very good results in the case of straight wings with moderate and higher aspect ratios, where it correctly approximates the overall aerodynamic coefficients as well as force distribution over the wingspan. Unfortunately, most of the tests was performed only for 3DoF stationary characteristics due to the general absence of easy-to-obtain 6DoF datasets for an isolated wing.

For the future work, author first suggests continuing in the search for non-linear 6DoF data for straight wings and if found, finish the testing of the algorithm for straight wing in stationary

regimes. In the next step, the testing could also be extended to include the effect of angular rates, if reliable data are found. When this is finished, there are two possible paths:

First is to implement the methods described in [13] and [14] into the algorithm and test it to see if they can improve its overall performance for swept wing cases. Second option is to stick with the straight wing and extend the formulation to be able to include other lifting surfaces at the same time. The aerodynamic calculation method itself is well suited for this extension and the main part of this work would then also include an extension of the geometric description and flow field formulation. These two paths are generally independent of each other but could be also merged to provide the method capable of solving swept wing with tail surface and/or canards.

# **Bibliography**

- [1] V. Zůbek, Non-linear Calculation of Aerodynamic Characteristics of a Wing, Brno: Diplomová práce, Univerzita obrany, 2024.
- [2] D. E. Hoak and kolektiv, The USAF Stability and Control DATCOM, US Air Force, 1978.
- [3] ČSN 31 0201: 1977 Pojmy, veličiny a značky v mechanice letu, Praha: Vydavatelství Úřadu pro normalizaci a měření, 1977.
- [4] M. Drela, Flight Vehicle Aerodynamics, Cambridge: The MIT Press, 2014.
- [5] V. Klein and E. A. Morelli, Aircraft System Identification, Blacksburg, Virginia: AIAA Inc., 2006.
- [6] H. Schlichting and E. Truckenbrodt, Aerodynamic of the Airplane, McGraw-Hill, Inc., 1979.
- [7] R. C. Paul and A. Gopalarathnam, "Iteration schemes for rapid post-stall aerodynamic prediction of wings using a decambering approach," *INTERNATIONAL JOURNAL FOR NUMERICAL METHODS IN FLUIDS*, 2014.
- [8] T. T. Takahashi and C.-W. Ou, When Higher Fidelity Models Degrade Our Understanding of Induced Drag - The Tragedy of the Trefftz Plane Integral, Orlando: AIAA SciTech Forum, 2020.
- [9] A. Thiel and J. Weissinger, NACA TM 1126 Pressure Distribution Measurements on Straight and on 35° Swept Back Wing, Washington: NACA, 1947.
- [10] L. K. Loftin and H. A. Smith, NACA TN 1945 Aerodyanmic Characteristics of 15 NACA Airfoil Sections at Seven Reynolds Numbers, Washington: NACA, 1949.
- [11] R. H. Neely, T. V. Bollech, G. C. Westrick and R. R. Graham, NACA TN 1270 -Experimental and Calculated Characteristics of several NACA 44-Series Wings with Aspect Ratios 8, 10, 12 and Taper Ratios of 2.5 and 3.5, Washington: NACA, 1947.
- [12] I. H. Abbott, A. E. von Doenhoff and L. S. Stivers, NACA Report 824, Langley Field: NACA, 1945.
- [13] H. Goitia and R. Llamas, Nonlinear vortex lattice method for stall, MATEC Web of Conferences, 2019.

[14] J. Mariens, A. Elham and M. J. L. van Tooren, Quasi-Three-Dimensional Aerodynamic Solver for Multidisciplinary Design Optimization of Lifting Surfaces, Delft: Journal of Aircraft, 2014.

# Acknowledgement

The work presented in this paper has been supported by the Czech Republic Ministry of Defence – University of Defence development program "AIROPS – Airspace Operations" and Specific Research SV23-206/2.

Název:	Sborník příspěvků z 22. mezinárodní vědecké konference Měření, diagnostika, spolehlivost palubních soustav letadel 2024
Editor:	Rudolf Jalovecký, Radek Bystřický
Vydavatel:	Univerzita obrany, Brno
Tisk:	Univerzita obrany, Brno
Rok vydání:	2024
Náklad:	30 ks
Počet stran:	305
Vydání:	první
Cena pro vnitřní potřebu	335,- Кč

# Publikace neprošla jazykovou úpravou

ISBN 978-80-7582-515-5

ISBN 978-80-7582-516-2 (online; pdf)