#### BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Bc. Tomáš Gego

Analýza implementácie konceptu aktívneho riadenia prúdu na osobnom automobile

LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

### 0PPO Priemyslový projekt

Kľúčové slová: AFC, osobný automobil, CFD, vstupný systém

Zhrnutie: Priemyslový projekt je zameraný na implementáciu alternatívneho umiestnenia vstupu do systému aktívneho riadenia prúdu na experimentálnom vozidle vychádzajúceho z automobilu Škoda Citigo. Cieľom práce je analyzovať potenciál zmeny umiestnenia vstupného systému. Na analýzu boli využité primárne CFD simulácie v softvéri ANSYS Fluent. Výsledkom je porovnanie navrhnutých vstupov s čistým vozidlom, pričom dôraz je kladený na splnenie zadaných parametrov AFC systému, porovnanie výsledných hodnôt odporu a vztlaku. Podrobnejšie informácie sú uvedené v technickej správe LU07-2023-0PPO.

## Úvod

Cieľom tohto projektu je analyzovať potenciálnu zmenu umiestnenia vstupného otvoru na experimentálnom vozidle Škoda Citigo, vyobrazené na obrázku 1, vybaveného systémom aktívneho riadenia pudu (ďalej AFC). Práca spočíva v analýze aerodynamických vlastností vozidla z dostupných CFD dát, voľbe vhodnej lokality, navrhnutí vstupu a následného overenia funkčnosti pomocou CFD simulácie.

#### Navrhnuté vstupy

Na základe analýzy CFD výpočtu čistého vozidla (rozloženie Cp z CFD simulácie vozidla bez AFC je vykreslené na obrázku 2) boli zvolené potenciálne vhodné lokality pre umiestnenie vstupu do systému. Najperspektívnejšia lokalita je nad čelným oknom, v prednej časti strechy. Hlavnou výhodou je možnosť nasávať málo rozrušený vzduch a dosiahnuť vysoký pretlak nutný pre správnu funkčnosť systému, relatívne jednoduchá zástavba systému a dobrá možnosť prepojenia s výstupom. Negatívum je zásah do dizajnu vozidla na viditeľnom mieste a ovplyvnenie prúdenie na streche. Ďalšie potenciálne vhodné lokality sú C-stĺpik a zvyšok strechy vozidla. Navrhnuté boli dva typy vstupov v tejto lokalite, jeden vystupujúci (typ A) a druhý zachádzajúci do strechy (typ B). Primárna pozornosť bola venovaná prvému typu a celkovo tento typ vstupu prešiel 4 dizajnovými iteráciami. Na obrázku 3 je znázornený výsledný návrh vystupujúceho vstupu A.4.

#### Vyhodnotenie

Celkovo bolo odsimulovaných 5 rôznych geometrií vstupu, 4 typu A (vystupujúci vstup) a jedna typu B (zachádzajúci vstup) pri rýchlosti 140 km/h. Rozhodujúce kritérium pre vyhodnotenie úspešnosti dizajnu bol koeficient odporu a hmotnostný tok, do úvahy bol braný aj koeficient vztlaku a vizualizácia prúdenia v okolí vstupu, kanále a výstupe. Výsledné hodnoty boli získané priemerovaním posledných 300 iterácii. Jednotlivé vstupy boli porovnané s čistým vozidlom a vozidlom vybaveným vyfukovaním zo systému AFC bez vstupu. V tabuľke 1 sú vypísané hodnoty koeficientov odporu a vztlaku, a hmotnostný tok pre čisté vozidlo, vozidlo s AFC systémom bez vstupu a vozidlo s AFC systémom a finálnou verziou vstupu A.4 počítané turbulentným modelom k-ω SST.



Obrázok 1 – automobil Škoda Citigo

#### Systém AFC

V rámci snahy o zlepšovanie aerodynamiky automobilov sa postupne vyčerpávajú konvenčné metódy zmeny tvaru vozidla a so stále sa zlepšujúcimi možnosťami či už riadenia alebo výpočtových nástrojov sa otvára priestor pre širšiu aplikáciu systémov aktívneho riadenia prúdu v osobných automobiloch. Viac informácii k problematike je dostupných v [1].

Práca nadväzuje na predchádzajúcu implementáciu systému aktívneho riadenia prúdu na reálne vozidlo Škoda Citigo.

Pôvodne bol vstup do systému umiestnený v oblasti stagnačného bodu, na nárazníku pod prednou maskou. Výstup zo systému bol umiestnený v zadnej časti vozidla, na prídavnom spojleri nadväzujúcom na strechu. Štrbina cez ktorú vystupuje vzduch bola orientovaná tak, aby vystupujúci prúd smeroval kolmo k prúdeniu v danom mieste. Cieľom je priaznivo ovplyvniť úplav za vozidlom a tým prispieť k zlepšeniu aerodynamických vlastností vozidla, primárne znížiť odpor. K dispozícii bol 3D model vozidla, CFD simulácia vozidla bez systému AFC a parametre systému AFC.



Obrázok 3 – Vstup A.4 (vyobrazená symetrická polovica)

#### CFD

Navrhnutý dizajn bol posudzovaný pomocou CFD softvéru ANSYS Fluent. Výpočtová sieť bola zložená z buniek typu Poly-hexcore a celkový počet buniek sa pohyboval od 28 do 37 miliónov. Kvôli zníženiu výpočtových nárokov bola počítaná len symetrická polovica vozidla. Na výpočet bol použitý turbulentný model Spalart-Allmaras a k- $\omega$  SST. Ide o turbulentné modely typu RANS, Spalart-Allmaras bol používaný na tomto projekte už skôr a ponúka kontinuitu výsledkov, k- $\omega$  SST zase ponúka lepšie modelovanie turbulentného prúdenia a separácie. Informácie k turbulentným modelom boli čerpané primárne z [2]. Simulácie boli počítané ako stacionárne na 1000 iterácií. Na obrázku 4 je vykreslené rýchlostné pole v rovine symetrie pre vstup typu A. Oproti skorším verziám je významne zmenšená oblasť separácie na nábežnej hrane a prúdenie je od začiatku homogénnejšie.

Tabuľka 1 – Výsledné hodnoty CL a CD, ich odchyliek a hmotnostného toku pre turbulentný model k-ω SST

Verzia	C <sub>D</sub>	Zníženie C <sub>D</sub>	CL	Zníženie C <sub>L</sub>	Hmotnostný tok
	-	%	-	%	kg/s
Čisté vozidlo	0.322	-	0.029	-	-
AFC	0.312	- 3.3	0.008	- 74.2	0.0155
A.4	0.312	- 3.26	0.001	- 96.2	0.0163

#### Záver

Vstup A.4 pri použití turbulentného modelu k-ω SST významným spôsobom znížil ako aerodynamický odpor (o 3,26 %), tak aerodynamický vztlak vozidla, až o 96,2 %. Vstup typu B nedosiahol požadovaný hmotnostný tok a bol vyhodnotený ako nevyhovujúci, koncept samotný však je pravdepodobne možné ďalej rozvíjať. Vzhľadom k časovým obmedzeniam a výpočtovej náročnosti modelu bol zvolený konzervatívny prístup a úsilie zamerané primárne na jeden typ vstupu s najväčším potenciálom. Otvorená ostáva možnosť umiestnenia vstupu napríklad v zadnej časti vozidla, či už na C-stĺpiku alebo streche. Tak isto je možná ďalšia tvarová optimalizácia vstupov v prednej časti a pokračovanie v projekte s reálnou geometriou výstupnej časti.



Obrázok 2 - Rozloženie Cp na vozidle



#### Obrázok 4 – Rýchlostné pole okolo vstupu typu A.4 v rovine symetrie

#### **Zoznam literatúry**

[1] SCHUETZ, Thomas. Aerodynamics of road vehicles.
Fifth Edition. Warrendale, Pennsylvania: SAE
International, [2016]. ISBN 978-0-7680-7977-7.
[2] VERSTEEG, H. K. a W. MALALASEKERA. An
introduction to computational fluid dynamics: the finite
volume method. 2nd ed. Harlow: Pearson Prentice Hall,
[2007]. ISBN 978-0-13-127498-3.

#### BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

# Fatique behaviour of composite materials

#### **LETECKÝ ÚSTAV** Institute of Aerospace Engineering

Bc. Richard BELÁK

#### **OPPO** Industrial project

Key words: composite materials, aviation, aerospace, certification, certification requirements

Abstract: Industrial project Fatique behaviour of composite materials is mainly focused on certification. Due to their high specific strength and stiffness characteristics, composite materials are increasingly employed in a variety of applications, such as civil engineering, automotive, and aerospace. But getting them certified for safe and dependable usage in critical structures is difficult due to their fatigue behavior. Due to the presence of several damage processes such fiber and matrix cracking, delamination, and fiber pull-out, composite materials are vulnerable to fatigue damage. Creating design and test requirements for fatigue performance, such as setting damage tolerance levels, creating inspection protocols, and figuring out safe design, are all part of the certification process for composite structures.

#### Introduction

Composite materials are created by combining multiple materials with varying physical and chemical properties, resulting in a new material that possesses desirable characteristics that cannot be achieved by any individual material. Within the aerospace industry, composite materials are frequently used to construct lightweight yet sturdy structures for aircraft. The use of composite materials offers numerous advantages over traditional materials like aluminum and steel, including high strength to weight ratio, resistance to corrosion, design flexibility, and improved performance. Composite materials are both light and strong, making them more than suitable for constructing structures that are more fuel efficient and lighter than those made from metal materials. Furthermore, composite materials are less prone to corrosion than their counterparts, extending the life of the structures in which they are used. The use of composite materials in aerospace vehicles can also enhance their performance by reducing drag, boosting speed, and improving maneuverability. In general, the use of composite materials in aerospace applications has significant benefits, making them an attractive option for a variety of structures. Nevertheless, the use of composite materials in aerospace structures presents some challenges, especially in certification. Certification ensures that a structure or component satisfies specific safety and performance standards. Due to the different behavior of composite materials under specific conditions, the certification process for composite structures can be more complicated and time consuming.

#### **Certification standard**

To determine the strength of a composite construction, a program of study and testing employing specimens of different complexity, sometimes known as the "building block approach", *(figure 1)* should be used. It is possible to address problems including variability, environment, structural discontinuity, damage, flaws, and particular design/process features by conducting testing at the coupon, element, detail, and subcomponent levels. Testing should evolve from straightforward parts and details to more intricate ones over time, allowing for adequate data collecting and analytical correlation. Furthermore, this method can assist in avoiding early failures in more costly full scale examinations that take place later in the certification program's timetable.



#### **Certification process**

The certification process is the formal regulatory process by which a product, service, or system is evaluated and approved by a regulatory authority to ensure that it meets established safety and performance standards. The Federal Aviation Administration (FAA) and the European Union Aviation Safety Agency (EASA) are the primary government agencies in charge of approving composite materials for use in aerospace applications. To assure the safety and dependability of composite materials, both authorities have developed rules and specifications that they must adhere to. To show conformity with their various rules and standards, the EASA and the FAA both demand that composite materials go through thorough testing and assessment. To make sure that the materials fulfill the necessary safety and performance criteria, this includes mechanical testing, environmental testing, and other performance testing. A certification application is submitted to the regulatory body for examination and approval once testing and evaluation are finished. The review procedure entails a careful analysis of the testing and assessment findings as well as other associated data on composite materials and their usage in aerospace applications. Overall, it is crucial for ensuring the safety and dependability of aircraft that EASA and the FAA play a role in regulating composite materials used in aerospace applications. These organizations work to guarantee that composite materials meet the highest levels of quality and performance via the establishment and implementation of stringent laws and standards. In doing so, they also serve to safeguard the millions of people who depend on air travel on a daily basis.



Fig. 1 - Building block tests diagram for a fixed wing [2]

For composite constructions, foreign item impact is a major worry, thus it's crucial to take it into account when assessing the damage hazard. For the purposes of design and maintenance, this evaluation should identify the degree and detectability of impact damage. To do this, a thorough impact study that subjects representative structures to boundary circumstances similar to those encountered in actual scenarios should be carried out. A number of effect scenarios and places should be included in the survey with the aim of identifying the most important but hard to detect affects. Based on the load circumstances, such as tension, compression, or shear, impactors should be chosen that are blunt or sharp and come in a variety of sizes and forms. Impact studies should take into account a wide range of potential impacts, including runway debris, ground debris, hail, tool drops, and vehicle collisions, as there may not yet be enough service experience to make reliable engineering judgements on energy and impactor factors. When establishing design standards, inspection procedures, and repeat inspection intervals for maintenance, probabilistic damage threat assessments should take these elements into account as well. Service data gathered over time may be used to build more sensible inspection intervals and maintenance procedures as well as better impact surveys and design criteria for future goods. The most severe and significant effect damages, which are still probable, might not be included in the service database, it is crucial to highlight. Five different types of harm were therefore generated (figure 2).

Fig. 2 - Schematic diagram of design load levels versus categories of damage severity [2]

#### Conclusion

In conclusion, the design, manufacture, and maintenance of contemporary aircraft must take the safety and dependability of aircraft structures into account. A variety of tests, studies, and assessments must be carried out to make sure that these structures can endure the anticipated loads and stresses of both normal and abnormal flight circumstances. These include fatigue testing to determine replacement life based on the test findings as well as damage tolerance assessments to evaluate the impacts of both detectable and non detectable damage. Aeroelastic analyses are also necessary to prevent a number of instabilities, including flutter and control reversal, that might emerge from structural loading and deformation. Particular consideration must be given to the impacts of repetitive loads, environmental exposure, and service damage scenarios on crucial parameters including stiffness, mass, and damping in the context of composite constructions. This necessitates the assessment of elements such weight or stiffness variations brought on by repairs, errors in manufacture, several coats of paint, and the presence of high-temperature heat sources close to structural components. Finally, all parties engaged in the aviation sector must pay close attention to the correct design, upkeep, and testing of aircraft structures in order to assure the safety and dependability of contemporary air travel.

#### **List of references**

[1] Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23. In: EU: European Aviation Safety Agency, 2015, Annex to ED Decision 2015/018/R, Amendment 4. [2] Advisory Circular: FATIGUE, FAIL-SAFE, AND DAMAGE TOLERANCE EVALUATION OF METALLIC STRUCTURE FOR NORMAL, UTILITY, ACROBATIC, AND COMMUTER CATEGORY AIRPLANES. In: Washington DC: U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2005, AC 20-13A [3] Fatigue evaluation of wing and associated structure on small airplanes: Final report. In: Washington DC: Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1973, Report No. AFS-120-73-2.

If you want to know more about certification of composite materials, consider reading thesis no. LU02-2023-0PPO-A

#### BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY VYUŽITIE UAS PRE APLIKÁCIU V RÁMCI ZABEZPEČENIA PREVÁDZKY INFRAŠTRUKTÚRY CIVILNÉHO LETECTVA

# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

## 0PPO Priemyslový projekt

#### Kľúčové slová: UAS, legislatíva, letiská, riziká, firmy

Zhrnutie: Priemyslový projekt sa zaoberá využitím UAS na civilných letiskách. Keďže použitie bezpilotných prostriedkov v okolí letísk predstavuje značné riziko pre civilné lietadlá, je nutné aby bolo ošetrené adekvátnou legislatívou. V rámci projektu bola spracovaná legislatíva využitia dronov všeobecne a s bližším zameraním na letiská. Práca zahŕňa pravidlá lietania dané európskymi nariadeniami a českými predpismi. Čitateľ je oboznámený s aktuálnymi oblasťami využitia dronov na letiskách, ale taktiež s rizikami a konkrétnymi prípadmi, kedy boli civilné lietadlá ohrozené dronmi. Popísané sú aj projekty sústrediace sa na zjednodušenie a implementáciu dronov do vzdušného priestoru. V závere práce sú predstavené vybrané české firmy, ktoré sa zaoberajú touto problematikou. Bližšie informácie o projekte sú uvedené v technickej správe LU08-2023-PPO.

## Úvod

Cieľom projektu bolo vytvoriť prehľad o súčasnom stave legislatívy UAS v Českej republike, špeciálne čo sa týka letísk a ich použitia v tejto oblasti. V práci sú predstavené podmienky využitia dronov na riadených aj neriadených letiskách, súčasný stav vrátane možných rizík vznikajúcich pri použití dronov. Popísaný je aj edukačný projekt Lietajte zodpovedne a projekty začlenenia UAS do vzdušného priestoru.

#### Lietajte zodpovedne

Pre zjednodušenie orientácie v nových pravidlách bol pre

#### Riziká pri využití UAS

Prítomnosť UAS v blízkosti letísk ohrozuje lietadlá v najkritickejších fázach letu ako pristávanie a vzlet. Neuvážené a neoprávnené použitie môže skončiť s vážnymi následkami a ohroziť zdravie a život ľudí na palube. Prvým zaznamenaným prípadom stretu lietadla s dronom bol Boeing 737-700 pri priblížení na letisku v Mozambiku. Pri zrážke nedošlo k zraneniam osôb na palube, ale bola poškodená predná časť lietadla zobrazená na obrázku 2.

#### Európska legislatíva

Priemyslový projekt popisuje a zhŕňa nariadenia Európskej komisie č. 2019/945 a č. 2019/947 z roku 2019, ktoré vstúpili do platnosti 31.12.2020. Cieľom týchto nariadení bolo zjednotiť a zjednodušiť používanie UAS v rámci krajín Európskej Únie. Nariadenia priniesli viacero zmien a noviniek. Jednou z nich je povinná registrácia operátora aj drona (výnimka je hmotnosť do 250 gramov a žiaden možný senzor na zaznamenávanie údajov alebo kamera). Pre operátora platí pravidlo neustáleho vizuálneho kontaktu s dronom. Nariadenia priniesli rozdelenie dronov podľa hmotnosti a použitia do troch kategórií. Ide o kategórie otvorená, špecifická a certifikovaná. Otvorená kategória je rozdelená ešte na 3 podkategórie a ďalšie triedy. Rozdelenie je zobrazené v tabuľke 1.

#### Tabuľka 1 – Kategórie dronov

Kategória	Podkategória	Trieda	Hmotnosť
	۸1	CO	Do 250 g
Otvorená	AI	C1	Do 900 g
	A2	C2	Do 4 kg
	A3	C2	Do 4 kg
A3		C3	Do 25 kg
		C4	Do 25 kg

prevádzkovateľov dronov zriadený edukačný projekt Létejte zodpovědně, ktorý zhŕňa pravidlá lietania. Projekt je vytvorený v spolupráci ŘLP ČR, ÚCL a Ministerstva dopravy. Užívatelia dronov sa tu dostanú ku všetkým potrebným pravidlám a obmedzeniam, ktoré sa na nich vzťahujú pri prevádzke drona. V rámci platformy boli zriadené aj aplikácie DronView a Dronald. DronView predstavuje špeciálny modul aplikácie AisView a slúži pre predletovú prípravu pilotov dronov, kde si môžu naplánovať let pomocou mapy zobrazujúcej obmedzenia pre drony. V aplikácii je možné nájsť aj aktuálne správy ako NOTAM, METAR a TAF. Aplikácia má iba informatívny charakter a nenahrádza platné povolenie pre let v určitých oblastiach. Pri aplikácii Dronald operátor drona zadá presné parametre jeho drona, ako napríklad hmotnosť a presný typ a podrobnosti plánovaného letu a dozvie sa regulácie, ktoré sa vzťahujú konkrétne na neho.

#### Lietanie v okolí letísk

Lietanie v okolí letísk sa riadi rozdielnymi pravidlami, podľa toho, či ide o riadené alebo neriadené letisko. Pri riadenom letisku ide o prevádzku dronov v oblasti CTR, u neriadeného ATZ. V oboch prípadoch je pre bezpečný let bez nutnej koordinácie potrebné držať sa aspoň 5,5 km od vzťažného bodu letiska do výšky 100 metrov nad zemou. Zároveň je potrebné vyhnúť sa ochranným pásmam letiska. Keďže sa niekedy môžu vyskytovať aj v menšej nadmorskej výške ako 100 metrov, u všetkých českých riadených letísk boli vytvorené takzvané gridové mapy znázorňujúce maximálnu nadmorskú výšku, do ktorej je bezpečné vstúpiť s dronom bez povolenia prevádzkovateľa letiska a ŘLP ČR. Ukážka takejto gridovej mapy pre letisko Brno-Tuřany je na obrázku 1.





Obrázok 2 – Poškodenie Boeingu 737-700 po zrážke s UAS

#### Konkrétne české firmy

Pre bližšie predstavenie boli zvolené 2 české firmy zaoberajúce sa touto problematikou. Ide o firmu UpVision, ktorá v spoluráci zo zahraničnou firmou poskytuje pre ŘLP ČR s.p. platformu AirMap UTM, slúžiacu pre plánovanie a autorizáciu letov. Firma sa podieľa tiež na rozširovaní projektu U-Space v Českej republike.

Ďalším príkladom je firma Topos. Ide o geodetickú spoločnosť, ktorá pomocou dronov poskytuje letové overovanie letísk, zameriava sa na monitorovanie ochranných pásem letísk a inšpekcie stavieb v ich blízkosti.

Špecifická	-	-	Nešpecifikovaná
Certifikovaná	-	-	Nešpecifikovaná

## Česká legislatíva

Pravidlami použitia dronov v Českej republike sa zaoberá Letecký predpis L2-doplnok X. Doplnok zavádza ešte dodatočné rozdelenie dronov podľa ich hmotnosti, ktoré sa vzťahuje aj pre lietanie v blízkosti letísk. Okrem Doplnku X sa problematike dronov venuje aj Opatření obecné povahy, ktoré spadá do pôsobnosti nariadenia EÚ 2019/947 a zavádza zemepisné zóny, ktoré určujú oblasti kde je lietanie s dronom možné, nemožné, prípadne nejak obmedzené. Toto opatrenie bližšie popisuje aj ďalšie podmienky lietania ako napríklad meteorologické minimá, lietanie nad husto osídleným priestorom a podobne.

Obrázok 1 – Mapa letiska Brno-Tuřany s gridom

#### Záver

Cieľom práce bolo poskytnúť prehľad o aktuálnej legislatíve uplatňovanej pri použití dronov. Špeciálne bola práca zameraná na legislatívu v blízkostí letísk, či už ide o riadené alebo neriadené letiská a ich ochranné pásma. Projekt čitateľovi priblížil výhody a nevýhody využitia UAS pri danom použití. Práca mala rešeršný charakter a do budúcna by mohla nadväzovať bližším preskúmaním možností do budúcna.

#### **Zoznam literatúry**

[1] Předpis L2: Doplněk X – Bezpilotní systémy, ŘLP ČR s.p.

- [2] eRules pro bezpilotní systémy (UAS), EASA
- [3] Létejte zodpovědne, ŘLP ČR s.p.
- [4] Veřejná vyhláška: Opatření obecné povahy, ÚCL

#### BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Monitoring fyzického stavu personálu civilního letectví a jeho vliv na pracovní výkonnost

# LETECKÝ ÚSTAV

**Bc. Jakub Jakubec** 

Institute of Aerospace Engineering

#### 0PPO Průmyslový projekt

Klíčové slova: Zdravotní způsobilost, lidské smysly, simulátor, pracovní doba, FDM

Shrnutí: Průmyslový projekt pojednává o současném monitorování a kontrolování zdravotního stavu leteckého personálu, zejména pilotů. První část projektu popisuje základní lidské smysly a to především zrak, který je u pilotů nejdůležitější a také nejsledovanějším parametrem. Jsou zde popsány nejčastěji se vyskytované oční vady a jejich náprava, díky které je pilot schopen dále vykonávat své povolání a neztratit tak zdravotní způsobilost. Ve střední části projektu jsou popsány firmy, které se zaměřují na monitoring zdravotního stavu u pilotů jak v civilním tak ve vojenském prostředí. Jsou zde popsány základní principy a metody, které firmy používají k monitorování. Poslední část projektu jsem věnoval leteckým iluzím, které mohou souviset s únavou a bezpečností letu.

## Úvod

Pro bezpečné provedení letu je důležité, aby pilot a celá letecká posádka byla odpočatá a nevykazovala známky únavy a jiných zdravotních problémů. Zmínka o spánku

#### **Ovlivňující faktory**

V této kapitole jsou popsány jednotlivé faktory, které mohou mít negativní vliv na výkon pilota během letu. Nedostat spánku a stres může ohrozit bezpečnost letu, proto je důležité, aby byli posádky pravidelně kontrolovány. S tím souvisí pravidelné lékařské prohlídky. Aerolinie musí zajistit výcvik na leteckých simulátorech, aby piloti byli připraveni reagovat na nouzové situace a dokázali tak bezpečně s letadlem přistát. Jeden z hlavních přínosů leteckého simulátoru je také zvládání stresu. [3] Mezi hlavní faktory tedy patří spánek, fyzická aktivita, stres, doba odpočinku, pracovní podmínky, chronická onemocnění.

#### Letové iluze

Letové iluze hrají v letectví důležitou roli a mohou způsobit značné problémy. Pokud je pilot ospalý nebo není v dobré zdravotní kondici může být více náchylný k letovým iluzím, což může způsobit leteckou nehodu. V letectví existuje celá řada iluzí vyskytujících se při různých meteorologických podmínkách. Piloti jsou s těmito iluzemi dobře obeznámeni a měli by si na ně dávat pozor. Jako příklad mohu uvést přistání na zasněžené dráze, kdy pilot odhadne výšku na přistání větší, než je ve skutečnosti. To může způsobit tvrdý náraz a může dojít k letecké nehodě. Proto jsou piloti cvičeny na lety v těchto podmínkách a musejí se správně orientovat a kontrolovat si tak potřebné letové údaje zobrazované na displejích v pilotní kabině. Další z iluzí jsou pospány v této kapitole.

jelikož hraje důležitou roli v životě pilota. Zmínka o tom, proč je důležité monitorovat zdravotní stav leteckého personálu. Třídy zdravotní způsobilosti a udržení zdravotní způsobilosti dle nařízení PART-FCL a PART-MED.



Obr. 1 – Osvědčení zdravotní způsobilosti 1. třídy



Obr. 5 - Letecký simulátor A320



Obr. 5 – EICAS a navigační displej boeingu 737 MAX

#### Hlavní kapitoly

Mezi hlavní kapitoly této práce patří základní lidské smysly, ovlivňující faktory, metody monitorování, letové iluze. V těchto kapitolách jsou popsány jednotlivé metody a postupy při monitorování zdravotního stavu pilotů. Jsou zde popsány základní zdravotní prohlídky, které musí podstupovat letecký personál pro udržení zdravotní způsobilosti, který udává nařízení PART-MED [1]. Jsou zde popsány základní postupy při výcviku dopravních pilotů a jejich reakce na určité situace, které mohou nastat během

#### Metody monitorování

V této kapitole jsou popsány jednotlivé metody monitorování. Jsou zde zmíněny firmy, které se monitoringem zabývají. Firma Collins Aerospace and Seeing Machines zde popisuje technologii, která spočívá ve sledování pilotových očí a výrazů ve tváři, díky které pak zjistí, zda je pilot ospalý nebo zda nedochází k poklesu pozornosti. Firma se dále zabývá jakým způsobem by bylo možné tento systém nainstalovat na paluby letadel. Firma CrewLounge se zaměřuje na poskytování softwarových řešení pro správu leteckého personálu a také nabízí možnosti monitorování. Tato firma díky tomuto softwaru může poskytnou aeroliniím data v celkové databázi, které mohou obsahovat doby letu, dobu odpočinku, výkonnost pilotů a nabídne případné možnosti na zlepšení. Více podrobností je uvedeno v technické zprávě číslo Lu09-2023-0PPO.

#### Závěr

Tato práce by měla obsahovat základní principy a postupy pro monitorování letových posádek. Veškeré metody, které se v dnešní době používají musí být chváleny a certifikovány příslušným úřadem, aby se zajistilo, že jsou bezpečné a neohrozí bezpečnost leteckého provozu. I když existuje několik firem a metod, jak na palubě může probíhat monitoring, setkáváme se s problémem jak tento systém na palubě realizovat. Mezi výhody, které tento systém poskytuje je i řada nevýhod jako je například hmotnost systému a jeho umístění na palubě letadla. Stále probíhají testy těchto systémů a zároveň se experimentuje s různými způsoby jejich instalace na paluby letadel a následného shromažďování dat. Spoustu dalších požadavků na letecký personál můžeme najít v evropském nařízení PART-FCL. [3]

letu.



Obr. 2 - ULZ Praha



Obr. 4 – Znázornění technologie CAS

#### **Seznam literatury**

[1] AMC & GM to Part-MED: Medical requirements for class 1 medical certificates. In: . 2019.

[2] HÁČIK, Ľubomír. *Lidská výkonnost a omezení*. Brno: CERM, 2006. ISBN

[3] EASA: Part-FCL - Flight Crew Licensing. In: . 2011 .



#### 0PPO Priemyslový projekt

Kľúčové slová: krídlo, výpočet zaťaženia, Schrenkova metóda, reálne zaťaženie krídla

Zhrnutie: Priemyslový projekt sa zaoberá rozborom zaťaženia krídla pri manévroch. Toto zaťaženie je teoreticky vypočítané pomocou Schrenkovej metódy, kde v celkovom teoretickom zaťažení sú započítané hmotnostné, vzdušné sily a násobok zaťaženia. Pre porovnanie výsledkov so skutočným zaťažením krídla bolo namerané reálne zaťaženie krídla. Pri vyhodnocovaní výsledkov bol vytvorený program pre teoreticky výpočet, kde mohli byť dosadené hodnoty rýchlosti, hmotnosti, výšky, násobku zaťaženia a ďalšie dôležité parametre z reálneho merania. V závere dokumentu bolo porovnanie vypočítaného zaťaženia a reálneho zaťaženia, ich rozdiel a pozitíva a negatíva výpočtu zaťaženia krídla pomocou Schrenkovej metódy.

#### Úvod

Výpočet zaťaženia krídla je jeden z hlavných a najdôležitejších výpočtov pri navrhovaní lietadla. Celkové zaťaženie závisí od rôznych faktorov, ako napríklad celkovej hmotnosti, veľkosti a ploche krídla, násobku zaťaženia a mnohých ďalších. Je na konštruktérovi, akú stratégiu pri počítaní zvolí. Existuje viac metód na výpočet zaťaženia, avšak jedna zo základných a menej náročných je Schrenkova metóda. Táto metóda je zvolená na výpočet. Skúmané zaťaženie krídla je pre lietadlo WT9 Dynamic (obrázok č.1), s ktorým sa taktiež testovalo reálne zaťaženie krídla experimentálnou metódou.

#### Teoretické zaťaženie krídla

Celkové zaťaženie krídla nepozostáva len zo vztlaku, ktorý vyprodukuje krídlo, ale pôsobia na krídlo aj iné sily. Na opačný smer ako vztlak pôsobí zaťaženie od konštrukcie krídla aj od palivových nádrží. Taktiež pri manévroch sa na celkovom zaťažení podieľa aj zotrvačná sila, ktorej veľkosť závisí od rýchlosti zmeny smeru. Pri návrhu a dimenzovaní krídla je potrebné s týmito silami a reakciami do celkového zaťaženia počítať, keďže so všetkými silami nám výsledná pôsobiaca sila na krídlo vyjde menšia ako len čisto vztlaková sila (obrázok č.3). To nám umožní skonštruovať ľahšiu konštrukciu, a tým zvýšiť aj konkurencieschopnosť.

#### **Porovnanie momentov**

Pri porovnávaní hodnôt musíme mať na pamäti, že vypočítané teoretické zaťaženie je konzervatívnejšie, čo znamená, že vyjde vyššie ako namerané zaťaženie. Na porovnanie boli vybrané 4 prípady zaťaženia z experimentálneho merania (tabuľkla č.1). Ku každému zvolenému prípadu boli hodnoty tlaku, výšky, rýchlosti, násobku a pod. prenesené do teoretického výpočtu. Tieto dve zaťaženia boli medzi sebou navzájom porovnané a vyhodnotené.



Obrázok 1 - Trojpohľadový nákres lietadla [1]

#### Schrenkova metóda

Schrenkova metóda je aproximačná metóda, pri ktorej sa predpokladá, že výsledné rozloženie vztlaku je medzi eliptickým a geometrickým rozložením (obrázok č.2). Taktiež vo výpočtoch predpokladáme, že vztlak, ktorý pôsobí na celé krídlo (vrátane trupu) sa prerozdelí na oblasti krídel bez trupu. Týmto postupom dosiahneme konzervatívnejší výsledok, ktorým dosiahneme väčšiu bezpečnosť krídla. Po vypočítaní vztlaku na krídlo vieme zistiť silu pôsobiacu pozdĺž krídla. Keďže tieto hodnoty ideme porovnávať s reálnym zaťažením zisteným experimentálnou metódou, je vhodné zo sily získať moment, ktorý bude porovnávaný s momentom získaným z tenzometru, ktorý bol pripevnený na hlavný nosník krídla. [2]



Obrázok 3 – Typy síl pôsobiacich na krídlo

#### Experimentálne zaťaženie krídla

Pre zistenie reálneho výsledného zaťaženia, ktoré pôsobí na krídlo, je potrebné ho vystaviť reálnym podmienkam v prevádzke. Lietadlo WT9 Dynamic bolo vybavené tenzometrom, ktorý na krídle meral deformácie hlavného nosníka pod záťažou (obrázok č.4). Pred samotným meraním prebehla kalibrácia tenzometra. Táto kalibrácia je potrebná na zistenie a stanovenie momentu za známych podmienok a známej veľkosti sily a ramena. Po kalibrácií nasledoval let, v ktorom boli vykonané manévre, ktoré boli zaznamenané palubnými prístrojmi. Po úspešnom zaznamenaní letu a dôležitých veličín, ako sú tlak, vzdušná rýchlosť, výška, ohyb, násobok zaťaženia a ďalšie, sa vyhodnotia. Konkrétne údaje z letu sa aplikujú do programu, ktorý počíta teoretické zaťaženie (Schrenkova metóda).

Č.	Teoretické zaťaženie v Nm	Experimentálne zaťaženie v Nm	Rozdiel v %
1.	4701,14	3908,13	30,30
2.	3424,27	2660,30	28,71
3.	945,98	424,46	122,87
4.	4581,09	3799,83	20,56

Tabuľka 1 – Výsledky porovnávania zaťažení

#### **Rozbor výsledkov**

Pri porovnávaní výsledkov medzi teoretickým a experimentálnym zaťažením musíme brať do úvahy niekoľko faktov, ktoré tieto merania ovplyvňovali.

- Krídlo, na ktorom sme experimentálne merali veľkosť ohybu, malo nainštalované winglety. Tieto winglety produkujú dodatočný moment prispievajúci k zvýšeniu celkového ohybu počas letu.
- Namerané hodnoty, ktoré boli merané dvoma prístrojmi na palube boli spriemerované a následné použité pre výpočet teoretického zaťaženia.





Obrázok 4 – Záznam letu pomocou DewesoftX

 Celková Schrenkova metóda počíta s nadhodnocovaním, t.j. vyšším ohybovým momentom. To je z dôvodu, že vztlak, ktorý pôsobí v oblasti trupu, sa prerozdelí pozdĺž krídla.

#### Záver

Cieľom projektu bolo zistiť, či Schrenkova metóda nám dokáže rýchlo a efektívne vypočítať zaťaženie krídla, podľa ktorého môžeme pevnostne navrhovať konštrukciu. Po prevedení porovnaní sme zistili, že táto metóda je vhodná na rýchly a efektívny výpočet zaťaženia krídla. Celá problematika a výpočet zaťaženia krídla WT9 Dynamic je uvedená v dokumente LU10-2023-0PPO

## **Żoznam literatúry**

[1] AEROSPOOL S.R.O, 2017. AIRCRAFT
MAINTENANCE MANUAL.
[2] Mingula and Coloridation. EASA (applied) 20

[2] Wing Loads Calculation - EASA [online], 2023. [cit. 2023-03-13].



# DETEKCE TURBULENCE V LETECKÉ DOPRAVĚ



# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Jan Kovář

#### **OPPO Průmyslový projekt**

Klíčová slova: turbulence, letecký provoz, detekce, EDR, DEVG

Shrnutí: Tento průmyslový projekt se zaměřuje na detekci turbulence v leteckém provozu. Důkladně se věnuje na metodám detekcí a indikaci intenzity turbulence nejenom na palubě letadel, ale i k indikace na zemi pro zkvalitnění služeb řízení letového provozu. Práce se zaměřuje na metody získání dat o turbulencích a jejich zobrazení. Dále poukazuje na nedostatky, výhody a nevýhody dnešních metod hlášení turbulence. Poslední kapitola projektu je věnován metodě Eddy Dissipation Rate (EDR), ve které jsou stručně popsány vědecké články, které pojednávaly právě o této metodě, a ve kterých se zkoumají nové možnosti využití EDR a detekce turbulence.

## Úvod

Letecká doprava se v posledních desetiletích stala jedním z nejrychleji rostoucím odvětví dopravy. S nárůstem počtu letů se však zvyšuje i riziko vystavení letadel turbulencím. Turbulence jsou nestabilní proudění vzduchu, které mohou vzniknout například vlivem terénních nerovností, změn teploty či vlivem proudění vzduchu kolem letadla. Tyto turbulence mohou mít nepříznivý vliv na bezpečnost a pohodlí cestujících a posádky, ale také mohou poškodit letoun.

#### **Detekce turbulencí**

Detekce turbulence je proces identifikace oblastí potenciálně nebezpečné atmosférické turbulence v blízkosti letadla nebo jiného vzdušného prostředku. Mezi metody patří: RADAR, LIDAR, SODAR. Každá z těchto metod má svoje klady i zápory, ale ani jedna nad ostatními nijak zvlášť nevyniká. Například RADARové prostředky jsou účinnější k detekci

### Cíl práce

Cílem tohoto projektu je prozkoumat a zhodnotit metody detekce turbulencí v letecké dopravě, zejména využití Eddyy Dissipation Rate (EDR) jako moderní metody pro detekci turbulencí. Teoretická část práce se zaměří na základní pojmy a definice související s turbulencemi v letecké dopravě, popis typů a faktorů ovlivňujících vznik turbulencí, následky turbulencí na letadlo a metody detekce turbulencí. Dále bude věnována pozornost samotné metodě detekce turbulencí pomocí EDR, vysvětlení konceptu EDR, metodice měření EDR a využití EDR k detekci turbulencí v letadle. Na základě těchto výsledků bude zhodnoceno využití EDR pro detekci turbulencí v letecké dopravě a diskutovány přínosy a omezení této metody.

## Hlavní kapitoly

Turbulence

- Definice turbulence
- Druhy turbulence
- Intenzita

Detekce turbulencí

- Radar
- Sodar
- Lidar

Indikátory turbulencí

- Vertical acceleration
- DEVG

Eddy Dissipation Rate - EDR

#### GTG - Max combined intensity (1000 ft. MSL to FL500)



Obrázek 1 – Předpověď turbulence pomocí EDR [1]

#### Turbulence

Turbulence je chaotické a nepravidelné proudění tekutin nebo plynů, při kterém se objevuje neustále měnící se víření a proměnlivé proudění, které není možné jednoduše

CAT, zatímco LIDAR a SODAR se spíše hodí pro detekci turbulencí v nižších vrstvách atmosféry. Výzkumy ukazují, že nejúčinnější jsou kombinace metod, které zahrnují například hlášení pilotů, údaje ze zařízení dálkového průzkumu a počítačové modely.

#### **Eddy Dissipation Rate (EDR)**

EDR je parametr používaná k popisu intenzity turbulence v atmosféře. Jedná se o míru rychlosti, s jakou se kinetická energie rozptyluje v turbulentních vírech a přeměňuje se na teplo. V praxi EDR využívá měření pomocí dvou metod. První je založena na proporcionálním vztahu mezi EDR a střední kvadratickou hodnotou vertikálního zrychlení z údajů akcelerometru letadla. Druhá metoda, která není tolik závislá na letounu, je založena na výpočtu EDR přímo z vertikální rychlosti větru.

#### Výsledky výzkumů

Jedna z nejznámějších studií od Sharmana a Cormana [3], o kterém je mimo jiné pojednáváno v technické zprávě LU12-2023-OPPO, se zaměřuje na sběr dat o turbulence v horních vrstvách atmosféry. Studie poskytuje výsledky sběru dat z letounu UAL757 a DAL737. Za desetileté období 2004-2013 bylo na letounu UAL757 zaznamenáno 128,3 miliónu hlášení EDR pro letové výšky vyšší než 20,000 ft a za pětileté období 2009-2013 na letounu DAL737 9,6 miliónů hlášení. Většina těchto výsledků bylo pořízeno během stoupání a klesání. Na obr. 3 jsou znázorněny výsledky z měření EDR. V nižších nadmořských výškách je procento EDR vyšší a sezónní výkyvy jsou větší, s maximem na jaře z důvodu zvýšené frekvenci konvekce. Naopak ve vyšších hladinách, jsou menší sezónní výkyvy, ale maxima jsou stále na jaře a sekundární maximum v zimních období.



popsat pomocí klasických hydrodynamických rovnic. V turbulentním proudu dochází k náhodným fluktuacím rychlosti, tlaku a teploty, které způsobují velké změny v pohybu tekutiny. Důležitým faktorem je také intenzita turbulence, jež je řazená do několika kategorií, které jsou i s příznaky uveden v tabulce 1

#### Intenzita turbulence

Slabá	Slabé kymácení s řídkými malými nárazy až 0,2 g
Mírná	Mírné kymácení s častými a silnějšími nárazy až 0,5 g
Silná	Letoun se občas propadá a letoun může být mimo kontrolu (nárazy až 0,8 g)
Velmi silná (Extrémní)	S letounem je cloumáno do stran, je neovladatelné a turbulence může způsobit poškození letounu (nárazy > 0,8 g)

#### Tabulka 1 – Intenzita turbulence [2]

Rok Obrázek 3 – Měsíční průměr hodnot EDR z UAL 757 a DAL737 [3]

#### Závěr

Turbulence představuje významné nebezpečí pro letecký provoz, a proto je pro zajištění bezpečnosti je nezbytné turbulence odhalovat a předcházet jim, například využitím metody EDR. Tyto studie zjistily, že dopplerovský radar a dopplerovský lidar mohou vytvářet přesné mapy, jako lze vidět na obr. 1 a odhady EDR, zatímco minisodar a větrné profilery mohou být užitečnými nástroji pro měření EDR v leteckých aplikacích. Studie rovněž ukazují, že hodnoty EDR se mohou výrazně lišit v prostoru a čase, přičemž vyšší hodnoty byly pozorovány v konvektivních povětrnostních systémech ve srovnání se stratiformními systémy.

#### **Seznam literatury**

[1] Aviation Weather Center: GTG [online]. [cit. 2023-05-04]. Dostupné z: https://aviationweather.gov/turbulence/gtg.

[2] Climate change is making flights more turbulent, meteorologist says. Here's what to do about it [online]. [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: https://1url.cz/grAHE

[3] SHARMAN, R. D., L. B. CORNMAN, G. MEYMARIS, J. PEARSON a T. FARRAR. Description and Derived Climatologies of Automated In Situ Eddy-Dissipation-Rate Reports of Atmospheric Turbulence. Journal of Applied Meteorology and Climatology. 2014, 53(6), 1416-1432. ISSN 1558-8424. Dostupné z: doi:10.1175/JAMC-D-13-0329.1



Vojtěch Kryšpín

# NÁVRH PŘÍPRAVKU PRO TESTOVÁNÍ KOSMICKÝCH ZAŘÍZENÍ



**LETECKÝ ÚSTAV** Institute of Aerospace Engineering

#### 0PPO Průmyslový projekt

Klíčové slova: koncepční návrh, konstrukční návrh, MHS, testování, vakuum

Shrnutí: V rámci průmyslového projektu byl zpracován koncpeční a konstrukční návrh nového testovací zařízení v rámci dalšího rozvoje projektu na vývoj mikro tepelného spínače. Toto zařízení má za úkol měřit tepelnou vodivost navrhnutých struktur za kontrolovaných podmínek. V rámci koncepčního návrhu byly prozkoumány tři varianty provedení přípravku a jejich zhodnocení. Konstrukční návrh rozvinul nejúspěšnější variantu a nastínil řešení, které bude zpracováváno v dalších fázích projektu. Projekt nastínil také jak vývoj spínače probíhal a jaké problémy bude v budoucnu třeba adresovat. Detailní rozpracování naleznete v technické zprávě LU13-2023-0PPO.

## ÚVOD

Mikro tepelný spínač má na vesmírných plavidlech sloužit jako součást termálního okruhu a jeho úkolem je spojit chladič a chlazený náklad jakmile je dosáhnuto předem stanovených podmínek. Tepelný spínač je vyvíjen společností Aero Sekur ve spolupráci s LU VUT.

## VAKUOVÁ KOMORA

Přípravek byl konstruován pro vakuovou komoru, která vznikl v rámci předchozího vývoje projektu na LU VUT. Komora bude upravena pro potřeby akomodace přípravku. Její části budou uloženy pro zachování funkčnosti. Současný stav komory je na obrázku 3 [3].

# KONSTRUKČNÍ NÁVRH

Výsledný konstrukční návrh přípravku je vidět na obrázku 5. Úsek 1 je aktuační zařízení přípravku. Skládá se z krokového motoru NEMA17, šroubového převodu a hřídelové spojky. Úsek 2 je určen pro upínání vzorků. Vzorky jsou nejdříve upnuty na stole a poté zajištěny v přípravku pomocí čepů. Úsek 3 je určen pro měřící techniku. Upínání vzorku je detailněji na obrázku 6.



Obrázek 1 – ilustrace MHS

Spínač se skládá ze tří hlavních komponent. Motážních povrchu, teplovodivé struktury (CTB) a parafínové kapsle. Nově navržené druhy CTB jsou hlavním předmětem zkoumání v rámci pokračování tohoto projektu, protože přípravek má sloužit právě k jejich testování

## **TEPLOVODIVÉ STRUKTURY**

Kapitola se věnovala rešerši již prozkoumaných řešení, tykajících se struktur CTB. V rámci již proběhlých fází projektu byly prozkoumány tři možné koncepty těchto struktur [1]. Jedná se konkrétně o:

- Lineární mechanismy (viz Obr. 2)
- Struktury na bázi textilií
- Struktury na bázi fólií



Obr. 2 – Ukázka lineárních mechanismů

#### VZORKY

V rámci předchozího zkoumání se lineární mechanismy ukázaly jako přístup, který se dokáže nejlépe přiblížit požadovaným parametrům na teplovodivé struktury. Proto byl přípravek konstruován právě pro jejich testování. Vzorky, které se budou do přípravku upínat jsou dvojího typu (viz obr. 3):



Obrázek 3– Vakuová komora LU

## **CÍLE NÁVRHU**

Než byl zahájen koncepční návrh byly stanoveny cíle projektu, které považuji za směrodatné. S těmito cíly a dalšími požadavky byly koncepty porovnávány (viz tab. 1).

CM-ID	Cíl
CM-01	Přípravek umožní měření vlastností vzorku jak v termovakuové komoře, tak mimo ní.
CM-02	Přípravek umožní měření následujícíh parametrů: sílu rozevření, teplotu na HI a CI, teplotu na měřeném vzorku
CM-03	Přípravek možné uvést do módu ON/OFF
CM-04	Přípravek umožní korekci zarovnání zkoumaných vzorků

Tab. 1– Cíle projektu

# KONCEPČNÍ NÁVRH

V rámci koncepčního návrhu jsem se zabýval především řešením aktuačního mechanismu přípravku. Vzorky je nutné od sebe, při měření tepelné vodivost, roztahovat přesně danou silou a proto byl tento konstrukční uzel vybrán jako hlavní.



Obr. 5– Konstrukční návrh přípravku



- Kompletní teplovodivá struktura (Obr. 3, levá strana)
- Zjednodušené vzorky pro komparativní analýzustruktura (Obr. 3, pravá strana)



Obr. 3– Druhy vzorků

Jako směrodatný byl použit plnohodnotný vzorek CTB (Obr. 3, levá část) a podle něj byl navrhnut mechanismus přídavku. CTB má přesně dané rozměry a k připojení slouží 4 šrouby M3.

0	
3	
	3
2	2H
1	1
2	2D
3	Î.
	▼ 4

Obr. 4 – Uvažované koncepty

Na levé straně obrázku 4 je varianta, která uvažuje elektrickou formu aktuace a funguje na principu *"pull-away"*. Na pravé straně obrázku 4 je varianta, která uvažuje pneumatickou aktuaci fungující na *"push-away"* principu. Po vyhodnocení fáze koncepčního návrhu byla vybrána varianta využívající elektrickou aktuaci, protože nejlépe splňovala cíle a požadavky.



Obr. 6 – Upínání vzorku

# ZÁVĚR

V rámci projektu byla provedena první iterace koncepčně kosntrukčního návrhu. V dalších fázích budou tyto návrhy rozšířeny o elektronické systémy, systémy ovládání a jiné nutné subsystémy. Přípravek v rámci komory má místo na případné rozšíření.

#### **SEZNAM LITERATURY**

[1] ČERNOCH, Jakub. *Vývoj struktury pro efektivní přenos tepla* [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-26].

[3] BUDYNAS, Richard G a J KEITH. *Mechanical Engineering Design*. 2019.

[2] MAŠEK, J. Funkční zkouška tepelného spínače pro prostředí planety Mars. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 129 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Robert Popela, Ph.D.



Vytvorenie modelu turbínového motoru v prostredí Simulink



LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Diana Luptáková

#### 0PPO Priemyslový projekt

Kľúčové slová: model, simulácia, turbínový motor, termodynamika, Simulink, T-MATS

Zhrnutie: Priemyslový projekt pojednáva o možnostiach simulácie turbínových motorov so zameraním na tvorbu modelu v prostredí Simulink, využitím T-MATS. Výsledný dokument obsahuje schému architektúry vytvoreného modelu, vstupné hodnoty do jednotlivých blokov, spracovanie výstupných hodnôt a postup práce s T-MATS, ktorého funkčnosť je overená simuláciou v NPSS. Obecne popisuje ďalšie možnosti simulácie a to prostredníctvom programu GasTurb a spomínaného NPSS. Požadované vstupné hodnoty sú výška, teplota a rýchlosť letu a požadované výstupné hodnoty sú špecifická spotreba a ťah. Doplnkom k výstupu sú grafy zobrazujúce hodnoty teploty a tlaku v jednotlivých komponentoch motoru a výkonnostné mapy turbíny a kompresoru.

## Úvod

V tomto projekte sa pojednáva primárne o možnostiach simulácie termodynamických dejov v spojitosti s fungovaním lopatkových leteckých motorov. Sú skúmané možnosti simulácie v 3 programoch a to: GasTurb, NPSS a Simulink s využitím T-MATS. Každý z týchto programov má svoje výhody a nevýhody, takže je nutné poznať ich rozsah využitia pred začiatkom tvorenia simulácie. Detailný popis týchto rozdielov je uvedený v Technickej správe priemyslového projektu LU15-2023-0PPO. [1]

#### Architektúra modelu

Na základe požiadavkou zadania bol vytvorený model jednoprúdového, jedno-hriadeľového turbínového motoru, ktorý rieši ustálený stav motoru, teda sa jedná o statickú úlohu. Tento model bol vytvorený úpravou oficiálne dostupného vzorového modelu od T-MATS, ktorého presnosť bola overená softvérom NPSS. Iteračný riešič slúži k určeniu hmotnostného toku na vstupe do motoru, pracovného bodu turbíny a kompresoru a krútiaceho momentu hriadeľu. Na základe iteračne určených parametrov je vykonaná záverečná simulácia k určeniu finálnych výstupných hodnôt. Na obrázku 3 je vyobrazená schéma architektúry vytvoreného modelu.

#### Výstupné hodnoty

Týmto simulačným modelom bola napočítaná špecifická spotreba motoru, ťah motoru a hodnoty teploty a tlaku na jednotlivých komponentoch motoru pre 2 prípady ustáleného letu. Všetky tieto hodnoty boli vypísané do tabuľky 3 spolu s informáciami o podmienkach modelu a následne vykreslené do grafu, ktorý je na obrázku 4. Takisto bolo vyhodnotené umiestnenie pracovného bodu kompresoru v jeho výkonnostnej mape, čo je vyobrazené na obrázku 5.

Tvorba modelu vznikala primárne v Simulinku s využitím T-MATS, čo je voľne dostupný softvér vytvorený NASA a doplňuje knižnicu Simulinku o bloky jednotlivých častí motoru. Takto je možné simulovať ako statické deje, teda primárne parametre motoru v ustálenom priamočiarom lete v danej letovej hladine. Takisto je možné simulovať dynamické deje, teda meniť v čase vstupný parameter – napríklad tok vzduchu vstupujúci do motora meniaci sa s uhlom nábehu. Na obrázku 1 je vyobrazený spôsob architektúry jednoduchého modelu. [1]

R-line $W$ $Alt$ $MN$ $Okolie$ $Komp$ $MN$ $MN$ $MN$ $Nmech$	presor Flow	PR ora 7 Error	urbína → <u>Veder</u> → Flow En → <i>Ndot</i>	nie Výs trysl	tupná ka Flow Error
Station: 1 2	3	4	48	5	9

Obrázok 1 – Základná architektúra jednoduchého modelu v prostredí T-MATS [1]

# Kompresorové výkonnostné

#### mapy

Keďže ďalšou primárnou časťou tejto práce má byť schopnosť simulačného modelu spracovávať údaje a dáta o turbíne a kompresore z ich výkonnostných máp je dôležité ich definovanie a pochopenie.

Kompresorová výkonnostná mapa slúži k určeniu rozsahu správneho pracovania kompresoru. Dáva do porovnania hmotnostný tok vzduchu prechádzajúci kompresorom a kompresný pomer a to všetko pre dané otáčky kompresoru. Príklad takejto mapy je vyobrazený na obrázku 2. Hlavné parametre, ktoré sú na kompresorovej mape sú krivka efektivity, tzv. R-line (na obrázku zelene), pumpovná hranica (na obrázku oranžová vľavo nazvaná aj ako surge line) a choke line, alebo škrtiaca krivka (na obrázku oranžová vpravo). [2]



Obrázek 3 – Schéma architektúry modelu v Simulinku s využitím T-MATS, ktorá je detailnejšie rozoberaná v Technickej správe priemyslového projektu LU15-2023-0PPO

#### Vstupné hodnoty

Pre správne nastavenie simulácie je nutné vpísať do jednotlivých blokov vstupné hodnoty. V tomto prípade sú hodnoty zadávané formou premenných, ktoré sú definované v m-skriptoch pre jednotlivé bloky. Vstupné hodnoty sú zadávané v podobe konštánt, vektorov, či polí. Hodnoty, ktoré je možné zapísať prehľadne do tabuľky sú uvedené v tabuľke 1 a 2. Čo sa týka zadávania hodnôt turbínových a kompresorových výkonnostných máp, tie sú rozdelené na niekoľko poddiagramov a definované vektormi a poliami. Takisto určité parametre výstupnej trysky je nutné definovať poliami.

#### Tabuľka 3 – Výstupné hodnoty simulácie

Výstupné parametre				
		0 ft, 30°F, 0,4 M	6000 ft, -10°F, 0,6 M	
Chan ing O watur	Tlak [psi]	16,41	15,06	
Stanica U - Vstup	Teplota [°R]	566,19	522,35	
Stanica 2 - pred	Tlak [psi]	16,08	14,75	
kompresorom	Teplota [°R]	566,19	522,35	
Stanica 3 - za	Tlak [psi]	288,00	289,65	
kompresorom	Teplota [°R]	1378,97	1317,00	
Stanica 4 - za spaľovacou komorou	Tlak [psi]	273,60	275,17	
	Teplota [°R]	3147,92	3067,28	
	Tlak [psi]	89,81	90,29	
Stanica 5 - za turbinov	Teplota [°R]	2510,22	2443,87	
Stanica 7 - pred	Tlak [psi]	88,91	89,39	
výstupom	Teplota [°R]	2510,22	2443,87	
Stanica O za wictunom	Tlak [psi]	16,41	15,06	
Stanica 0 - za vystupom	Teplota [°R]	566,19	522,35	
Špecifická spotreba	(lbm/hr)/lbf	1,013	0,9774	
Ťah	lbf	10660	11050	



# Obrázok 4 – Vývoj teploty a tlaku na jednotlivých komponentoch motoru





Obrázok 2 - Výkonnostná mapa radiálneho kompresoru [2]

#### Tabuľka 1 – Vstupné hodnoty vybraných blokov

Vstupné parametre					
Inlet	Zmena tlaku	0,98	[-]		
Vedenie	Zmena tlaku	0,01	[-]		
Hriadeľ	Moment zotrvačnosti	30	slugs*ft2		
	Spalné teplo	18 400	BTU/lb		
Spaľovacia komora	Zmena tlaku	0,05	1 - psi/psi		

#### Tabuľka 2 – Vstupné hodnoty výstupnej trysky

Výstupná tryska					
Najmenšia plocha	110,8686	in^2			
Precentuálna strata hmotnostného toku	0	%			
Expanzné pomery primárneho prúdenia	[0 1000]	[-]			
Koeficienty narušenia prúdenia	[1 1]	[-]			
Koeficienty rýchlosti primárneho prúdenia	[0,99 0,99]	[-]			
Koeficienty termálneho nárastu v prúdení	[1 1 1 1 1]	[-]			

Obrázok 5 – Vyobrazenie pracovného bodu kompresoru v jeho výkonnostnej mape pre obe simulácie

#### Záver

V tomto projekte bolo dosiahnuté vytvorenia funkčného modelu simulujúceho ustálený stav motoru podľa zadania. Model bol vyhotovený v softvére Simulink s využitím T-MATS. Ďalej bolo vyhodnotené akým spôsobom zadávať parametre jednotlivých komponentov. Výsledok tohto projektu bude využívaný ďalej pre edukačné účely.

#### Zoznam literatúry

[1] CHAPMAN, Jeffryes W., Thomas M. LAVELLE, Ryan D. MAY, Jonathan S. LITT a Ten-Huei GUO. *Toolbox for the Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems (T-MATS) User's Guide*. Glenn Research Center, 2014.
[2] BAHETA, Aklilu T., Mojahid SIDAHMED, Shaharin A. SULEIMAN, Amare D. FENTAYE, Syed a Afdhal S.

GHAZALI. *Development and validation of a twin shaft industrial gas turbine* [online]. Asian Research Publishing Network, 2016 [cit. 2023-02-10].



**BEng. Jan Majer** 

# ANALYSIS OF ACTIVE FLOW CONTROL EFFICIENCY ON A DELTA WING



#### **0PPO** Industrial project

Key words: CFD, AFC, aerodynamics, wing, delta, simulation

Abstract: The industrial project is dealing with the concept of an active flow control (AFC) device applied to a delta wing in 3D as a follow-up to research previously conducted at BUT. The CFD procedure is introduced together with programs utilized for the case evaluation and general workflow. The simulations are run by use of ANSYS Fluent for two configurations (clean and with AFC device) at single angle of attack (15 degrees) and with mesh sensitivity study conducted. The results show that the application of AFC device on a delta wing can lead to desired improvement in aerodynamic efficiency and the research draws a solid foundation for continuation in the problem analysis and for further development of the design.

#### Introduction

This project aims to evaluate the effect of active flow control on a finite delta wing in 3D by use of a CFD procedure. The case of studied AFC device is based on blowing highmomentum air at constant speed through a slot located on the underside of a wing, in proximity of the stagnation point measured for given scenario at the angle of attack of 15 degrees. The same airfoil is selected as in former projects, i. e. LS(1) - 0413, which is also known as GAW - 2. [1] The project serves as an introductory step into the matter of AFC and its main aim is to draw a simplified image about the whole problem, with a desired continuation in master's thesis. The comparison of two configurations (without and with AFC) is to provide an indication of how the slot blowing affects the wing's aerodynamic performance and a solid foundation for any future proceedings and areas of further focus.

#### **Mesh and Sensitivity Study**

The mesh sensitivity study or the grid independence study is an essential step for acquiring a mesh of the appropriate quality for a correct solution of the simulation. This means the solution of the problem should not be dependent on the grid size or type, which removes the subjectivity of solution data and makes it more general. [2] The study is initially conducted on four grids of various sizes at clean configuration (without AFC device), varying from 0.5 to 15 million elements (Fig. 3). In order to achieve a desirable result, a mesh of intermediate size (5.2 million elements) is selected to work with. The grid is carefully refined on critical places such is the leading edge, whilst reduced in size at previously over-dimensioned locations. This resulted in almost identical results for lift and drag coefficients as for mesh with 15 million elements, dramatically reducing the computing time and keeping the same accuracy at the same time. The grid with blowing slot resulted into circa 7.5 million elements in size, due to fine refinement of the mesh on slot surface and the area around it (visible on Fig. 4 in next chapter).

#### Results

For the results are displayed the velocity magnitude pathlines in order to investigate the behaviour of the flow without and with active flow control (Fig. 5, 6). The colour scale is not included for clearer visualization and can be found in the technical report. Obtained results for desired coefficients are listed in Tab. 4 below.

#### Geometry

The wing geometry is parametrically modelled with all parameters specified in Tab. 1 below and by use of airfoil mentioned in introduction. The wing tip is designed with a curved geometry in order to achieve a more efficient aerodynamic shape. The whole geometry is displayed in Fig 1. and for its creation is used program CATIA V5.



Fig. 1 - Simplified drawing of wing geometry - CATIA

Tab. 1 -	- Legend	to Fig. 2	1
----------	----------	-----------	---

Half-wingspan	<i>b</i> /2	948	[mm]
Chord Length	С	1000	[mm]
Swept Angle	Λ	45	[°]
Reference Area	Α	1.036	$[m^2]$

#### **Case Setup**

The case is set to conditions corresponding to 0 *m ISA,* with fluid (air) around the wing as an ideal gas. The domain (Fig. 2) is necessary for creating the grid, which later represents the fluid control volume around the wing geometry in the simulation. The symmetry setting is used in order to reduce grid size in number of elements and therefore reducing the time of computation. The size of the domain is 15 chord lengths in radius and 25 chord lengths in x-direction. The size box (navigate using Tab. 2) is used to refine grid in desired area around the wing geometry.



Fig. 3 – Mesh sensitivity study

In practice, it is necessary to find a compromise between mesh quality / size, time of computing and accuracy, presented in schematic above (Fig. 3). In general, the number of cells within the domain increases the accuracy of the solution, but also increases the time necessary for completion.

#### **AFC Device**

For the AFC device itself is used a slot blowing high-momentum fluid (air) at a constant speed with magnitude corresponding to 2.22x (32.217  $m \cdot s^{-1}$ ) of the free-stream velocity at the inlet. The direction of blowing is set normal to the wing surface and opposite the free-stream. For the blowing slot to be properly placed, a design that was previously researched at BUT is followed [1, 3]. Based on this, the stagnation point is found for a given case at AoA of 15 degrees, observable in Fig. 4. The AFC device is then placed in front of the stagnation point on the underside of the wing and modelled by following parameters in Tab. 3. The blowing slot is reducing in width with increasing wingspan to ensure a proper ratio of slot width to chord length. The slot is not modelled at the wingtip.



Fig. 5 – Velocity magnitude pathlines on wing surface – clean configuration – ANSYS Fluent



Fig. 6 - Velocity magnitude pathlines on wing surface – clean configuration – ANSYS Fluent

Tab. 4 – Result values				
Configuration	$c_L[-]$	$c_D[-]$	$c_M[-]$	
Clean	$3.9889 \cdot 10^{-1}$	$7.8285 \cdot 10^{-2}$	$-2.5242 \cdot 10^{-1}$	
AFC	$3.9867 \cdot 10^{-1}$	$7.3932 \cdot 10^{-2}$	$-2.6376 \cdot 10^{-1}$	

#### Conclusion

The comparison of results obtained from both configurations led to overall increase in glide ratio of 5.83% and in decrease in drag coefficient of 5.57% while the lift coefficient remained at virtually the same values (Tab. 4), which is an unexpected result, because the increase in lift coefficient is predicted with use of AFC device. Overall, the output of the project is positive in terms of calculated values and in laying down a foundation for improvements in both AFC device design (where other types such as a tangential blowing can be explored) and the way how to approach such research. The visualization of the pathlines (Fig. 5, 6) coming from blowing slot and their effect on the flow around the wing serves as a helpful indicator about the flow collision behavior. It is essentially clear that more experimental and numerical samples are required to draw a clearer image about the whole issue, which can be explored in more thorough future research.



Fig. 2 – Model of the domain - ANSA

Tab. 2	2 –	Legend	to	Fig.	2
--------	-----	--------	----	------	---

1	Velocity Inlet
2	Pressure Outlet
3	Plane of Symmetry
4	Size box / Sub-domain
5	Wing Surface / Slot Velocity Inlet



Fig. 4 – Detail on stagnation point and positioning / meshing of the AFC device – ANSYS Fluent and ANSA, respectively

#### Tab. 3 – Parameters of the AFC device

Ratio of Jet Velocity to Free-stream Velocity	2.22	[—]
Ratio of Slot Width to Chord Length	0.005	[-]

More detailed information is available in the technical report LU17-2023-0PPO.

#### **List of references**

[1] KOZIEL, David. *Active flow control on aircraft wing*. Brno, 2022, Master's thesis

[2] MAJER, Jan. Study of the aerodynamic characteristics of a NACA 4412 finite wing. Cardiff, 2020, Bachelor's thesis
[3] MAHDAL, Vít. Analýza konceptu aktivního řízení proudu na náběžné hraně křídla. Brno, 2019, Master's thesis

#### UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

# APLIKACE TECHNOLOGIÍ H2 V RÁMCI ZABEZPEČENÍ PROVOZU INFRASTRUKTURY CIVILNÍHO LETECTVÍ



# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Adam Mareš

BRNO

#### **0PPO** Průmyslový projekt

Klíčová slova: vodík, emise, palivový článek, infrastruktura, letiště

Shrnutí: Průmyslový projekt pojednává o současném využití vodíkových technologií v infrastruktuře civilního letectví a také rozebírá koncepce různých projektů do budoucna. V projektu je také zmíněn pohled evropské agentury pro bezpečnost v letectví na vodík, problematika využití vodíkových technologií zejména jeho uskladnění. V poslední kapitole projektu je zmíněn návrh využití modulárních generátorů s vodíkovými palivovými články pro zajištění chodu kritické infrastruktury letiště. Na tomto posteru jsou zmíněny hlavní důležité kapitoly a podrobnější doplňující informace jsou obsaženy v technické zprávě LU18-2023-0PPO.

# Úvod

S rozvíjející se snahou snížit celosvětovou produkci emisí je také snaha o dekarbonizaci letecké dopravy. Součástí toho je rozvoj vodíkových technologií a zároveň vodíkové infrastruktury v letectví. V současnosti probíhá několik pilotních projektů zaměřený na vodík v letectví a snaží se vyřešit hlavní problémy, jako jsou samotná výroba vodíku, jeho skladování, nebo třeba bezpečnost celého provozu. Hlavním cílem této práce je představit současné vodíkové projekty v letectví a zmínit se o úskalích této technologie.

#### Pilotní vodíkové projekty letišť

Průkopníkem rozvoje vodíkové infrastruktury v Evropě je letiště Groningen Airport Eelde [3], na kterém je již vybudována solární elektrárna o výkonu 22MW, která je vidět na Obr. 3, a pracuje se na projektu Hydrogen Airport Valley, který zahrnuje produkci tzv. "zeleného vodíku" v areálu letiště právě ze solární energie. Projekt vývoj a realizaci elektrolyzéru s využitím solárního parku. Dále také počítá s vybudováním zařízení pro plnění přívěsů, které umožní plnění mobilních uložišť ať už v areálu letiště nebo v jeho blízkém okolí. To umožní distribuci tzv. "zeleného vodíku" do čerpacích stanic, které budou sloužit letadlům, pozemním dopravním prostředkům v rámci areálu letiště, ale také běžným vozidlům v okolí. Tento projekt by měl demonstrovat úplnou dekarbonizaci letištního provozu.

## Využití vodíkové technologie v kritické infrastruktuře letiště

Jedním z dalších možných využití vodíkové technologie je možnost pomocí modulárních generátorů (Obr. 5) složených z palivových článků zajistit napájení kritické infrastruktury letiště, kterými jsou např. naváděcí osvětlovací systém nebo navigační přehledový systém. Je možné na letišti rozmístit více generátorů, které si mohou navzájem poskytovat další zálohu.



Obr. 1 Vizualizace vodíkových technologií ve spojení s letectvím Hlavní kapitoly

- Využití vodíku v dopravních prostředcích letiště
- Pilotní vodíkové projekty letišť
- Problematika uskladnění vodíku
- Využití vodíkové technologie v kritické infrastruktuře letiště

# Využití vodíku v dopravních prostředcích letiště

Již na konci minulého století probíhal zkušební provoz vodíkových autobusů MAN a Neoplan (Obr.2), a také luxusních limuzín BMW na letišti v Mnichově. Všechny tři autobusy byly vybaveny ležatým řadovým šestiválcovým motorem MAN H 2866UH01 o výkonu 140 kW při 2200 otáčkách za minutu a automatickou převodovkou ZF 5 HP 502 C. Na střeše autobusů bylo umístěno 15 hliníkových zásobníků s celkovou kapacitou 2850 l vodíku stlačeného na 250 barů. Autobusy byly plněny vodíkem u výdejního stojanu čerpací stanice, která byla také částečně ve veřejném prostoru. Zásoby paliva vystačily na 16 hodin provozu. Další technologií, kterou na mnichovském letišti zkoušeli, byl provoz vysokozdvižného vozíku Still R60 nebo provoz luxsní limuzíny BMW 750hl s hybridním pohonem vodík/benzín.



Obr. 3 Groningen Airport Eelde

Celý koncept projektu Hydrogen Valley Airport (Obr. 4), který je v realizaci na nizozemském letišti Groningen airport je znázorněn na následujícím orázku. Tento cyklus zahrnuje výrobu "zelené elektřiny", následnou výrobu vodíku, uskladnění a nakonec tankování vodíku do dopravních prostředků a letadel.





Obr. 5 Modulární vodíkový generátor od firmy Honda

#### Závěr

Cílem této seminární práce bylo provést rešerši na téma využití vodíkových technologií na zajištění chodu infrastruktury civilního letiště a dále navrhnout další možné využití vodíku. S narůstající snahou světových politických představitelů států o snížení vypouštěných emisí do atmosféry narůstá také tlak na dekarbonizaci letectví. Jako jedním z nejefektivnějších řešení se jeví využití vodíkových technologií pro pohon letadel. S rozvojem vodíkových pohonů je třeba také budovat vodíkovou pozemní infrastrukturu. Hlavní projekty zabývající se rozvojem vodíkové infrastruktury jsou zmíněny zde na posteru. Obecně lze konstatovat, že vodíkové technologie v letectví mají budoucnost, je však nutné, aby vodíková infrastruktura byla budována komplexně, tzn. aby i produkce vodíku byla co nejvíce bezemisní. Je třeba také zohlednit informování veřejnosti o zachování bezpečnostních standardů v letectví s vodíkovými technologiemi, aby nedošlo k odmítnutí produktu ze strany cestujících, což by mohlo způsobit negativní ekonomické výsledky leteckých společností.



Obr. 2 Vodíkové autobusy na letišti v Mnichově

Obr. 4 Koncepce projektu Hydrogen Valley Airport

#### Problematika uskladnění vodíku

Vodík je možné skladovat v několika možných formách, v letectví je však nejvýhodnější, s ohledem na následné využití vodíku např. jako paliva pro vodíkové palivové články, skladovat vodík jako stlačený plyn na 350 – 700 barů nebo v kapalné formě při kryogenních teplotách až do -252°C. Další možností uskladnění vodíku je formou absorpce vodíkových molekul v jiném materiálu, což ovšem vyžaduje další reakce pro následné využití samotného vodíku. Obě varianty skladování vodíku jsou velmi energeticky náročné, což je třeba také zohlednit v ekonomických návrzích. Vlastnosti vodíku z něj činí v mnoha ohledech bezpečnější palivo, než jsou ta běžně používaná, na druhou stranu je třeba u vodíku dbát na monitoring úniku z potrubní soustavy a také na detekci hoření, neboť vodík hoří neviditelným plamenem.

#### **Seznam literatury**

[1] HYTEP: Česká vodíkvá technologická platforma
 [online]. [cit. 2023-04-25]. Dostupné z:
 <u>https://www.hytep.cz/o-vodiku/ve-zkratce</u>

[2] C. STILLER a P. SCHMIDT. Airport Liquid Hydrogen Infrastructure for Aircraft Auxiliary Power Units [online].
In: . Essen, 2010, s. 423-429 [cit. 2023-04-25]. ISBN 978-3-89336-655-2. Dostupné z:

https://core.ac.uk/download/pdf/34994676.pdf

[3] SCAVUZZI, Juliana, Jonas DORP a Yuka TAKEUCHI. Enviromental Report 2022: New airport infrastructure for clean energies [online]. 2022 [cit. 2023-04-25]. Dostupné z: <u>https://www.icao.int/environmental-</u> <u>protection/Documents/EnvironmentalReports/2022/EN</u> <u>VReport2022\_Art43.pdf</u>

#### BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

Vyhodnocování bezpečnostních rizik v rámci Safety Management System v podmínkách malého provozovatele civilního letectví

**Bc. Alex Mudrych** 



LETECKÝ ÚSTAV Institute of Aerospace

## 0PPO Průmyslový projekt

Klíčové slova: Safety Management System, vyhodnocování bezpečnostních rizik, analýza implementace

Shrnutí: Tento průmyslový projekt se zaměřuje na vyhodnocování bezpečnostních rizik v rámci Safety Management Systému (SMS) v malých provozovatelích civilního letectví. Dokument popisuje základní principy SMS a vysvětluje zavedení požadavků a jeho implementaci v leteckém průmyslu. Dále se projekt zabývá specifiky malých provozovatelů a zdůrazňuje důvody, proč je SMS v takových organizacích nezbytný. V poslední části jsou analyzovány konkrétní organizace, které již SMS implementují. Jedná se o dvě letecké školy, z nichž jedna poskytuje teoretickou a druhá praktickou výuku. Výsledkem provedené analýzy jsou odlišnosti v implementaci SMS mezi zkoumanými leteckými školami.

# Úvod

V současné době je bezpečnost v letectví považována za jeden z nejvýznamnějších aspektů provozu. Letecký průmysl se soustavně snaží zlepšovat bezpečnostní

#### Hodnocení snesitelnosti rizika

Na základě hodnocení rizik s ohledem na jejich pravděpodobnost a závažnost lze vytvořit matici hodnocení bezpečnostních rizik, která slouží k posouzení úrovně přijatelnosti daného rizika. Tato matice je znázorněna na obrázku 2 a umožňuje klasifikaci rizik do kategorií jako jsou nepřijatelné, snesitelné a přijatelné, což organizacím umožňuje rozhodnout o vhodnosti přijatých opatření a stanovit priority pro další kroky v procesu řízení rizik.

standardy, aby minimalizoval rizika a zajistil bezpečný provoz. Existují různé bezpečnostní systémy a postupy, které jsou v leteckém průmyslu používány ke zvýšení bezpečnosti. Mezi tyto systémy patří Safety Management System, který se využívá především pro systematické a integrované řízení bezpečnosti v letectví.

#### Cíle práce

Tato práce si klade za cíl podrobně popsat základní principy SMS a představit požadavky, které jsou kladeny na organizace v rámci letectví. Dalším cílem je zhodnotit implementaci těchto požadavků u malých provozovatelů civilního letectví a posoudit, jaký přínos má SMS pro zajištění bezpečnosti v leteckém průmyslu. Součástí práce je také provedení analýzy konkrétních organizací, které již mají SMS implementován, a porovnání rozdílů v implementaci mezi těmito organizacemi.

#### **Safety Management System**

Safety Management System je systém, který slouží k systematické identifikaci, hodnocení a řízení rizik v různých průmyslových odvětvích, jako je letectví, námořní doprava, zdravotnictví a další. V oblasti letectví je SMS nezbytným prvkem pro zajištění bezpečnosti letů a ochranu lidských životů a majetku. Zahrnuje politiky, postupy, plánování, monitorování a hodnocení, které organizace v letectví musí dodržovat a splňovat. [1]

#### Proces vyhodnocování bezpečnostních rizik

Proces řízení rizik zahrnuje několik klíčových kroků, které jsou nezbytné pro systematické identifikování, zhodnocení a minimalizaci rizik v organizaci. Princip procesu je znázorněn na obrázku 1. V prvním kroku je nutné identifikovat nebezpečí, která mohou představovat riziko pro organizaci. Následuje druhý krok, kterým je posouzení rizika, kde se hodnotí pravděpodobnost a závažnost daného nebezpečí. Na základě této analýzy lze pak přijmout vhodná opatření k minimalizaci rizika. Tyto opatření by měla být praktická a efektivní, aby bylo dosaženo požadované úrovně bezpečnosti. Je důležité průběžně sledovat vývoj a účinnost těchto opatření a případně je upravovat či doplňovat. Tento proces umožňuje minimalizovat rizika a zajistit bezpečnost organizace.

Pravděpodobnost	Vážnost rizika					
rizika	Katastrofická <b>A</b>	Nebezpečná <b>B</b>	Závažná <b>C</b>	Méně závažná <b>D</b>	Zanedbatelná E	
Častá <b>5</b>	5A	58	5C	5D	5E	
Občasná <b>4</b>	4A	48	4C	4D	4E	
Vzdálená (časově) <b>3</b>	3A	3B	3C	3D	ЗE	
Nepravděpodobná <b>2</b>	2A	2B	2C	2D	2E	
Extrémně nepravděpodobná <b>1</b>	1A	1B	1C	1D	1E	

Obrázek 1 – Matice hodnocení bezpečnostních rizik [2]

# Analýza implementace konkrétních provozovatelů

V této části práce bylo prováděno komplexní zkoumání implementace SMS u dvou leteckých škol, z nichž jedna se specializuje na teoretickou výuku a druhá na praktickou výuku. Byly pečlivě prozkoumány obsahy obou implementovaných SMS a následně bylo provedeno srovnání s cílem identifikovat hlavní rozdíly mezi těmito dvěma organizacemi.

Z analýzy porovnání implementace SMS v letecké škole poskytující teoretickou výuku a škole poskytující praktickou výuku vyplývá, že obě organizace se v implementaci SMS liší v mnoha ohledech. Zatímco SMS letecké školy poskytující teoretickou výuku je velmi obecný a stručný, organizace poskytující praktickou výuku má SMS mnohem rozsáhlejší a podrobnější, více se věnuje identifikaci nebezpečí a jejich následkům. Organizace poskytující praktickou výuku je podpořena více dokumenty, jako jsou **SpaO report, SAP report** a **BASE report**, které přispívají k lepšímu porozumění rizikových faktorů a umožňují organizaci podrobně identifikovat a



Obrázek 1 – Proces řízení bezpečnostních rizik [2]

analyzovat možná rizika. Navíc využívá **Reasonův model** při vyšetřování incidentů a nehod. Podrobnější informace jsou uvedeny v technické zprávě LU19-2023-PPO.

Celkově lze tedy konstatovat, že organizace poskytující praktickou výuku se věnuje problematice řízení bezpečnosti mnohem více dopodrobna než letecká škola poskytující teoretickou výuku.

#### Závěr

Je nutné poznamenat, že vzhledem k omezenému času pro provedení této práce nebylo možné získat dostatečný počet implementovaných SMS organizací. Pro zajištění komplexnější analýzy a popisu odlišností SMS mezi danými organizacemi by bylo nutné provést důkladnější průzkum a získat větší vzorek organizací k analýze. Z tohoto důvodu lze doporučit rozšíření této práce do formy diplomové práce, aby bylo možné provést více podrobné analýzy SMS v různých typech organizací a získat tak ucelenější pohled na toto téma.

#### **Seznam literatury**

[1] LETECKÝ PŘEDPIS L 19: DOPLNĚK 2. In: . Praha, 2022, ročník 2022, 35450/2021-220-LPR/1. Dostupné také z: https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/dokumenty/L/L-19/index.htm

[2] ÚŘAD PRO CIVILNÍ LETECTVÍ. Systém řízení dle pravidel EU – NCC a SPO provozovatelé (nesložité organizace) [online]. Praha, 2017 [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: https://1url.cz/nrAeQ



# NÁVRH PALIVOVÉ SOUSTAVY LETOUNU PRO POHON KAPALNÝM VODÍKEM

# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Adam Pilát

#### 0PPO Průmyslový projekt

Klíčová slova: vodík, Airbus A320, kryogenní nádrž, termodynamická analýza

Shrnutí: Průmyslový projekt ze zabývá koncepčním návrhem modifikace Airbusu A320 poháněné vodíkem, dále také řeší termodynamiku kryogenní vodíkové nádrže a nastiňuje konstrukční řešení této nádrže. Práce obsahuje volbu vhodného způsobu skladování vodíku, umístění a rozměrů palivových nádržích na základě rešerše vlastností v praxi používaných řešení. Následuje jednoduchá optimalizační úloha kladoucí si za cíl dosáhnout co nejefektivnějšího využití prostoru a co nejnižší hmotnosti nádrže. Dále je proveden základ konstrukčního návrhu definující základní vlastnosti jednotlivých konstrukčních prvků pro zajištění funkčního řešení. Na závěr je provedena zjednodušená analýza porovnávající provozní náklady Airbusu A320 a jeho navržené modifikace.

## Úvod

Projekt vychází ze současného dopravního letounu A320. Základní parametry letounu A320 jsou uvedeny na obrázku 1 a v tabulce 1. Cílem je navrhnout modifikaci tohoto letounu spalující vodíkové palivo, která bude mít ekvivalentní operační vlastnosti co se týče doletu a užitečného nákladu. Základním problémem využití vodíku v letectví je jeho nízká volumetrická energetická hustota a extrémní podmínky skladování [1]. Práce se snaží prozkoumat možné přístupy k řešení těchto problémů a ústí v reálný koncept vodíkového letounu A320. 5.87 m

#### Termodynamická analýza nádrže

V této kapitole je intenzivně řešena problematika vývoje parametrů paliva v nádrži v průběhu letu. Palivo je skladováno při nízké teplotě a možnosti jeho chlazení jsou nepraktické, zabýváme se proto prostupem tepla do nádrže a vlivem tohoto jevu na stav paliva, zejména tlak v nádrži. Z termodynamického hlediska je nádrž otevřenou soustavou, ze které je průběžně odebíráno palivo pro motory. Obsah nádrže je tvořen dvoufázovým systémem kapalného a plynného vodíku, proto nelze k modelování využít stavové rovnice plynu. Za účelem řešení tohoto problému byl vytvořen skript v programu MATLAB založený na experimentálních datech z termodynamických tabulek pro vodík a na van der Waalsově rovnici reálného plynu. Skript je schopný simulovat stav obsahu nádrže během celého letu případně při odstavení letounu na zemi.





Obrázek 1 - Nákres letounu A320

#### Tabulka 1 – Základní parametry letounu

MTOW [kg]	79400
Objem palivových nádrží V <sub>JETA1</sub> [l]	26730
Hmotnost paliva m <sub>JETA1</sub> [kg]	21491
Dolet r [km]	6300

#### Koncepční návrh

Prvních několik kapitol se věnuje stanovení funkčního přístupu k návrhu vodíkového dopravního letounu. Na základě energetických hustot použitých paliv jsou je rozhodnuto o způsobu skladování vodíku v jeho kapalné formě, načež je stanovena potřebná hmotnost i objem tohoto paliva. Výsledkem výpočtu je nižší hmotnost vodíku vzhledem k leteckému petroleji při výrazně vyšším objemu, shrnuto v tabulce 2. Na základě tohoto je řešen problém s umístěním paliva do letadla. Zkoumáním již mimo letectví i v letectví existujících řešení a na základě prací řešících gravimetrickou účinnost vodíkových nádrží je zvolen koncept spočívající v umístění válcových nádrží maximálního možného průměru do trupu, mimo jiné dle [2]. Bylo zkoumáno více koncepcí, nicméně tato se ukázala jako nejefektivnější z hlediska výsledné hmotnosti. Jsou použity dvě nádrže rozmístěné přibližně symetricky kolem CG, viz obrázek 2.

#### Optimalizační úloha

Z termodynamické analýzy vychází optimalizační úloha stanovující ideální tloušťku pěnové izolace pro dosažení minimální hmotnosti nádrže. Do skriptu je zakomponován jednoduchý pevnostní výpočet založený na teorii bezmomentových skořepin a výpočet hmotnosti jednotlivých konfigurací. Počítán byl široký rozsah průměrů nádrže a tloušťky izolace. Průběh tlaku pro nalezený optimální případ vidíme na obrázku 3 Výstupem výpočtu jsou nejvýhodnější geometrické charakteristiky nádrže co se rozměrů, tloušťky pláště a tloušťky izolace týče, které tvoří základ pro pevnostní výpočet, parametry můžeme vidět na obrázku 4.



Obrázek 5 – Render modelu navržené nádrže



Obrázek 6 – MKP simulace – napjatost v plášti nádrže **Ekonomická analýza** 

Na závěr jsou rámcově vyčísleny náklady na provoz výchozího letounu a jeho modifikace vycházející z typické trasy letounu A320 a odhadovaných cen paliv v budoucnosti, viz obr. 7. Navržená modifikace letounu by ve výsledku vedla k o 50-80 % vyšším cenám za letenku, bez zohlednění ekologických daní tedy není komerčně výhodná.



#### Tabulka 2 – Porovnání LH2 a JET A1

Palivo	Měrná	energie	Měrná	energie	Hmotnost	paliva
	$Q_m [M]/kg]$		$Q_V [M]/l]$		[kg]	
Letecký petrolej	42,8		34,5		21491	
Kapalný vodík	143,0		10,1		6448	



Obrázek 2 - Koncept umístění nádrží ve srovnání s konvenční A320

Obrázek 3 – Průběh a maximální hodnota tlaku optimální nádrže



Obrázek 4 – Geometrie nádrže z optimalizační úlohy

#### Konstrukční návrh nádrže

Tato část práce se věnuje možnému konstrukčnímu řešení nádrže dle požadavků stanovených v předchozích kapitolách. Zabývá se problémy použitých materiálů, vlivu nízkých teplot, funkčního uložení nádrže do draku letadla a pevnostního dimenzování nádrže. Je prováděna MKP analýza v programu Patran, viz obr. 6, která je ověřená analytickou kontrolou i přibližnými výsledky z optimalizační úlohy. Konstrukční návrh postihuje pouze rámcovou podobu základních prvků nádrže, pouze okrajově se pak věnuje technologickému řešení navržené konstrukce. Vytvořený model nádrže můžeme vidět na obr. 5 Obrázek 7 – Porovnání palivových nákladů

#### Závěr

Práce přinesla základní přehled požadavků na vodíkový dopravní letoun. Byl vytvořen nástroj pro termodynamickou analýzu přetlakových nádrží s dvoufázovým systémem. Byla navržena možná podoba konstrukce nádrží na základě známých omezení a konstrukčních problémů. Projekt byl vyhodnocen z ekonomického hlediska a shledán v současných podmínkách nerentabilním. Podrobnější informace jsou uvedeny v technické zprávě LU21-2023-PPO.

#### **Seznam literatury**

[1] CÁLAO, Martim Novais. *On the Use of Hydrogen as the Future Aviation Fuel*. Lisabon, 2018. Diplomová práce. Univerzita v Lisabonu.

[2] VERSTRAETE, Dries. *The Potential of Liquid Hydrogen for long range aircraft propulsion*. Cranfield, 2009. Disertační práce. Cranfield University.

# ANALYTICKÁ PEVNOSTNÍ KONTROLA KOMPOZITNÍ VRTULE



LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

**Bc. Helena Přikrylová** 

**UNIVERSITY** 

**OF TECHNOLOGY** 

BRNO

#### **0PPO** Průmyslový projekt

Klíčová slova: kompozitní vrtule, výpočet zatížení, Python, list vrtule

Shrnutí: Práce se zaměřuje na stanovení kritického řezu kompozitního vrtulového listu společnosti Mejzlík za využití Beroulli-Navier hypotézy a následné stanovení průběhu vnitřních účinků v tomto řezu pomocí Python knihovny Abdbeam [2]. V závěrečné části projektu je implementována do programu funkce, využívající klasickou teorii laminátů ke zjištění napětí v jednotlivých směrech ve vrstvách kompozitu.

#### Úvod

Zatímco programy, které ke stanovení napětí v tělese využívají metodu konečných prvků, přináší velmi komplexní a přesné řešení, analytický výpočet, který vyžaduje mnohá zjednodušení, je využíván především pro předběžné odhady kritických míst a určení napětí v nich. V této práci bylo využito analytického výpočtu k vytvoření programu v programovacím jazyce Python, který by byl schopný poskytovat alespoň přibližný odhad napětí v jednotlivých vrstvách daného vrstvení kompozitu v multikoptérovém listu vrtule 30x10 CW 2B MC HD společnosti Mejzlík (Obr. 1).

#### Stanovení zatížení vrtulového listu

Jak již bylo zmíněno, v první části výpočtu, tedy nalezení kritického řezu, je využito Bernoulli-Navier nosníkové teorie [1]. Vstupem do výpočtu pak byly jednotlivé síly (vztlakové a odporové) a klopivý moment, rozmístěné podél listu v určitých intervalech. V prvním kroku bylo nutné stanovit místa na vrtulovém listu, v nichž bude zatížení vyhodnocováno. Vzhledem k tomu, že polohu kritického místa lze očekávat v místech u kořene listu, kde je nejmenší plocha a současně největší zatížení, bylo provedeno 7 řezů právě v této oblasti. Řezy jsou zobrazeny na Obr. 2. V těchto řezech pak byly stanoveny výsledné účinky působení sil a momentů. Hodnotu ohybového momentu od vztlakové síly v závislosti na vzdálenosti od středu vrtule zobrazuje Obr. 3.

## Stanovení vnitřních účinků knihovnou Abdbeam

Druhým krokem bylo naprogramování programu v jazyce Python za využití knihovny Abdbeam, přičemž vstupy představovala geometrie ve formě souřadnic kritického řezu, zatížení a materiál, konkrétně tedy dané vrstvení laminátu a vlastnosti vrstev. Naprogramována byla volitelná pozice stojiny a výpočet odstředivé síly podle zvoleného vrstvení laminátu a hustoty jádra. Výstupem, který poskytuje knihovna Abdbeam, jsou pak liniová zatížení Nx, Ny, smykový tok Nxy, a liniové momenty Mx, My, Mxy (příklad zobrazení Nxy knihovnou na Obr. 5).



Obr. 1 - Kompozitní vrtule 30x10 CW 2B MC HD

## Části výpočtu

Výpočet je v zásadě rozdělen do tří na sebe navazujících částí. Tou první je určení průběhu zatížení podél listu, společně s nalezením kritického řezu, se kterým úzce souvisí, ve druhé části je stanovení vnitřních účinků daného zatížení ve zjištěném kritickém řezu, a to pomocí Python knihovny Abdbeam, a závěrečnou částí je pak výpočet napětí v jednotlivých vrstvách kompozitu v kritickém místě řezu.





Obr. 3 – Průběh ohybového momentu podél části listu

Dopočítat bylo nutné ještě odstředivou sílu v daných řezech. Při jejím výpočtu byla vrtule nahrazena třemi hmotnými body, jejichž hmotnosti byly určeny s pomocí programu Catia V5, plošných hmotností vrstev kompozitu a hustoty jádra.

Ohybový moment a odstředivá síla byly využity společně s délkou křivky daného řezu ke stanovení pravděpodobného kritického řezu, a to tak, že vynásobením ohybového momentu s odstředivou silou a vydělením délkou křivky vznikla závislost této hodnoty, reprezentující určité relativní zatížení na vzdálenosti od středu vrtule. Místo s maximální hodnotou přibližně určovalo polohu kritického řezu.



Obr. 5 – Vykreslení smykového toku Nxy v kritickém řezu a detailní pohled na horní část kritického řezu v místě stojiny

Posledním krokem bylo implementování naprogramované funkce, která je schopna za využití výstupů z knihovny Abdbeam a klasické teorie laminátů vypočítat napětí v jednotlivých směrech ve vrstvách daného laminátu. Kritickým místem v řezu, ve kterém byla napětí v laminátu počítána, byl pak segment, tedy propojení dvou sousedních bodů profilu, ve kterém bylo stanoveno maximální redukované napětí.

Pro stojinu ve 40% délky tětivy a zatížení daná vstupem, maximální napětí, které bylo v celém profilu tímto způsobem zjištěno, bylo ve směru vláken v jednosměrné uhlíkové vrstvě laminátu, a to 7,02 MPa, což je hodnota, která je významně pod maximálním napětím v tahu, tedy 50 MPa. Také v ostatních byla rezerva vůči maximálním napětím značná.

Obr. 2 – První řezy listem, využité pro nalezení kritického řezu

Nedílnou součástí práce je pak samozřejmě i rešerše některých studií, využívajících analytických metod ke stanovení napětí ve vrtulovém listu, nebo například validování použité knihovny Abdbeam na testovacích příkladech, kdy byl jako příklad zvolen C profil, a za využití kvadratických a liniových momentů průřezu a Žuravského vztahu byl stanoven smykový tok přičemž knihovna při následném srovnání prokázala velmi dobrou shodu s analyticky získaným výsledkem. Celý výpočet pak lze nalézt v technické zprávě LU23-2023-PPO.

Pro zpřesnění byl celý proces zopakován s řezy vzdálenými 1 mm v blízkosti řezu s maximální hodnotou v první iteraci, a výstupem bylo nalezení řezu ve vzdálenosti 31 mm, který byl označen, jako kritický. Znázornění závislosti přibližného odhadu relativního zatížení na vzdálenosti od středu vrtule je zobrazeno na Obr. 4.



Obr. 4 – Přibližné vyjádření zatížení listu ve zpřesňujících řezech vrtule včetně kritického (31 mm od středu vrtule)

#### Závěr

Vytvořený program je schopný určit napětí v jednotlivých vrstvách kompozitu daného průřezu, a také reagovat na změny v nahrávané geometrii, i na změny vrstvení kompozitu nebo hustoty jádra, otáček i zatížení a mohl by tak být využit k určitým jednodušším optimalizačním činnostem, které vyžadují provedení většího množství výpočtů v krátkém čase.

#### **Seznam literatury**

[1] HOYOS, José D., Jesús H. JIMÉNEZ, Camilo ECHAVARRÍA, Juan P. ALVARADO a Germán URREA. Aircraft Propeller Design through Constrained Aero-Structural Particle Swarm Optimization. Aerospace [online]. 2022, 9(3) [cit. 2023-05-04]. ISSN 2226-4310. Dostupné z: doi:10.3390/aerospace9030153

[2] VICTORAZZO, Danilo S a Andre DE JESUS. A Kollár and Pluzsik anisotropic composite beam theory for arbitrary multicelled cross sections. Journal of Reinforced Plastics and Composites [online]. 2016, 35(23), 1696-1711 [cit. 2023-05-05]. ISSN 0731-6844. Dostupné z: doi:10.1177/0731684416665493



Realizácia experimentálneho overenia konceptu aktívneho riadenia prúdu v

aerodynamickom tuneli

**Bc. Lukáš Vavrinec** 



Institute of Aerospace Engineering

## 0PPO Priemyslový projekt

Kľúčové slová: Aktívne riadenie prúdu, tryskový vírič, aerodynamický tunel, vztlakový súčiniteľ

Zhrnutie: Priemyslový projekt pojednáva o overení použiteľnosti konceptu aktívneho riadenie prúdu ako náhrady vztlakovej mechanizácie na nábežnej hrane krídla za pomoci experimentu v aerodynamickom tuneli. V rámci tejto práce bol tiež vyhotovený stručný rešerš o používaných konštrukčných riešenia ARP. V rámci samotného overenia bol zostavený postup akvizície potrebných dát a ich následné spracovanie. Z toho plynúca nutnosť korekcii tunelového merania a následné vyhodnotenie a navrhnutie zlepšení konštrukcie konceptu.

### Úvod

Tento projekt sa zaoberá overením za pomoci tunelových meraní konceptu aktívneho riadenia prúdu vyvinutého na VUT v rámci diplomovej práce pána Inžiniera Novotného. Ide o získanie podstatných charakteristík prototypu. Pod podstatnými charakteristikami rozumieme rozloženie tlakového súčiniteľa pozdĺž tetivy profilu, hodnoty úbytku hybnosti v úplave za prototypom. Tieto hodnoty je možné následne spracovať na vztlakový a odporový súčiniteľ, na základe ktorých je možné vykonať porovnanie s čistým profilom. Toto porovnanie umožňuje overenie, či bolo dosiahnutých požadovaných cieľov a to, pri zohľadnení určenia ARP ako formy náhrady slotov na nábežnej hrane, zvýšenie maximálneho vztlakového koeficientu a zvýšenie kritického uhlu nábehu. Vedľajšou charakteristikou je zmena odporového súčiniteľa. Podrobný rozbor tejto problematiky je možné nájsť v technickej správe číslo LU25-2023-0PPO.

# Príprava merania a meracie pomôcky

V tejto kapitole došlo k popisu meracej sústavy použitej k akvizícii dát, a to menovito k popisu aerodynamického tunela leteckého ústavu, meracej sekcie, tlakomerou použitých s traverzérom a tlakomeru použitého na meranie tlakového rozloženia na profile, ktorý je možné vidieť na obrázku 2. Ďalej tu bol popísaný mechanizmus nastavenia uhlu nábehu, ktorý je možné vidieť na obrázku 3.

150	16deg	
150		
100	-	
50	-	

#### Hlavné kapitoly: AFC

Kapitola AFC sa zaoberala stručným úvodom do problematiky konštrukčných riešení aktívneho riadenia prúdu formou rešeršu. V rámci tejto kapitoly sú popísané jednotlivé konštrukcie výkonných členov. Tiež je vykonaný rozbor pozícii a využití ARP. V tejto kapitole je tiež vykonaný popis meraného prototypu

Prototyp pozostáva z 8 3d tlačených dielcov, ktoré boli spojené lepidlom, do dutiny prototypu bola zavedená hliníková trubka slúžiaca ako prívod tlakového vzduchu. Ďalej do prototypu boli zavedené v miestach odberných miest statického tlaku mosadzné trubičky. Model bol vybavený štrbinou v blízkosti nábežnej hrany určenou k vyfukovaniu tlakového vzduchu. [2] Prívod tlakového vzduchu bol vykonaný cez hliníkovú trubku opatrnú závitom, ktorý bolo možné spojiť s fakultným rozvodom tlakového vzduchu. Prívod tlakového vzduchu možno vidieť na obrázku 1.





Obrázok 2 – Diferenčný tlakomer ESP-32HD



Obrázok 3 – Mechanizmus nastavenia uhlu nábehu

# Merané veličiny a postup

#### merania

Táto kapitola sa zaoberala samotným meraním a bol tu popísaný postup práce s data aquisition softwarom. Celkovo bolo vyknaných 33 meraní (11 uhlov pre 3 rýchlosti voľného prúdu) V tejto kapitole došlo k grafickému zobrazeniu distribúcie tlakových súčiniteľov pozdĺž tetivy, ako je možné vidieť na obrázku 4. Tieto dáta boli získané s použitím ESP-32HD a boli vzhľadom na technické nedostatky prototypu upravené vylučením súčiniteľov v polovici rozpätia bližšej k prívodu tlakového vzduchu, z dôvodu nedostatočnej homogenity vyfukovaného vzduchu v tejto oblasti. V rámci tejto kapitoly bol trasovaný úplav v zvolenej rovine, výsledky je možné vidieť na obrázku 5.



## Analýza merania a vyhodnotenie hodnôt

 $v_{inf} = 31 \text{ m/s}$ 

V rámci analýzy dát boli vykonané korekcie na tunelové meranie na blokáciu úplavu, blkáciu modelom a obmedzenie zakrivenia prúdnic na základe rovníc a postupov zo zdroja číslo 1. Aplikáciou korekčných koeficientov bolo možné zostaviť vztlakovú a odporovú čiaru. Vztlakovú čiaru je možné vidieť na obrázku 6. Následne táto charakteristika bolo porovnaná s vztlakovou čiarov čistého profilu, ktorú zmeral pán inžinier Novotný v rámci svojej diplomovej práce. Z tohoto porovnania dostáváme výsledok, že došlo k poklesu maximálného súčiniteľa vztlaku avšak došlo k zvýšeniu kritického uhla nábehu. Taktiež bolo možné vidieť, že došlo k zvýšeniu odporu pri spustenom ARP.



Obrázok 1 - Prívod tlakového vzduchu



Obrázek 6 – Korigovaná a nekorigovaná vztlaková čiara **Záver** 

Pri zohľadnení konštrukčných nedostatkov prototypu nie je jednoznačne možné určiť, či je koncept použiteľný alebo nie, bolo by vhodné vykonať obdobné experimentálne overenie na zdokonalenom modele rozšírené aj o použitie PIV. Na základe dohovoru s vedúcim totho projektu by toto rozšírenie bolo vhodné jako diplomová práca.

#### **Zoznam literatúry**

[1] BARLOW, J.,B., RAE, H., W., POPE, A., Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley Interscience, 1999, ISBN 0-471-55774-9.

[2] NOVOTNÝ, Ondřej. Experimentální ověření konceptu aktivního řízení proudu na profilu křídla [online]. Brno, 2020 [cit. 2020-06-21]. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Robert Popela.



Návrh metodiky zkoušky a zkušebního zařízení pro simulaci nesymetrického zatížení na multikopterových a VTOL vrtulích při dopředném letu

LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Tomáš Večeřa

#### **0PPO** Průmyslový projekt

Klíčové slova: testovací zařízení, vrtule, nerovnoměrné zatížení

Shrnutí: Průmyslový projekt pojednává o přípravném návrhu zkušebního zařízení pro vrtule při nesymetrickém zatížení. Velikosti vrtulí jsou od 26" do 40" a maximální simulovaná rychlost pohybu je 30 m/s. Je provedena rešerše existujících metod testování, jejich srovnání a volba nejvhodnějšího řešení pro danou aplikaci. Dále je provedena energetická analýza řešení, včetně odhadu ceny provozu a odhadu přibližných rozměrů zařízení. Nakonec je provedena volba několika základních prvků tohoto zařízení jako jsou motory pro pohon vrtulí a zařízení pro snímaní simulované rychlosti. Více informací je uvedeno v technické zprávě LU26-2023-0PPO.

### Úvod

Tato práce se zabývá především srovnáním možných metod testování vrtulí pro drony v dopředném letu. Vzhledem k rychlému rozšíření dronů v posledních letech jsou tyto testy velice důležité. Zatím však ještě nejsou příliš rozšířené.

Tabulka 1: Srovnání metod podle pořizovací ceny, ceny provozu, proveditelnosti a věrohodnosti simulovaných charakteristik.

Metoda Pořizovací cena Cena provozu Proveditelnos



#### Vrtulové charakteristiky

Na rozdíl od běžných vrtulových letounů, vrtule dronů se pohybují kolmo na proudění pouze při přistávání, vzletu anebo když se vznášejí na místě. Při jakémkoliv jiném pohybu dochází k odklonu proudění a tím ke změně rozložení zatížení na disku vrtule (obrázek 1). Při malých rychlostech jsou tyto rozdíly zanedbatelné, ale při vysokých rychlostech již můžou být změny zatížení v závislosti na azimutu listu výrazné. Obzvláště pokud daná vrtule již pracuje na limitu svých otáček, pak i menší změna může vést k poruchám nebo i selhání.



Obrázek 1: Rozložení koeficientu tahu na disku vrtule s úhlem náběhu 0°. [1]

#### **Experimentální metody**

Tato kapitola pojednává o čtyřech možných způsobech

Aerodynamický tunel	****	★☆☆☆☆	★☆☆☆☆	****	
DIY Aerodynamický tunel	★★★★☆	★★★★☆	★★★☆☆	****	
Windshaper	****	★★★★☆	★★★★☆	****	
Rotační rameno	★★★★☆	★★★★☆	★★☆☆☆	★★★★☆	
Oscilační teststand	****	****	★★★★☆	****	

#### Návrh vlastního teststandu

Z výsledků předchozí kapitoly jasně vychází, že nejlepším řešením je buďto DIY tunel a nebo rotační rameno. Pro rozhodnutí konečného řešení se tak provedla detailní energetická analýza (obrázek 2) a přibližný odhad velikosti zařízení.

Energeticky vyšlo rotační rameno o trochu lépe, bohužel však potřebuje výrazně více prostoru a jeho konstrukce by byla s největší pravděpodobností komplexnější a tedy i dražší. Proto se rozhodlo pro variantu DIY tunelu.



Obrázek 2: Potřebný výkon v závislosti na typu provedení, konfiguraci a výsledné rychlost nabíhajícího proudu.

Vzduch v tunelu bude urychlován dvěma 80" vrtulemi společnosti Mejzlík, které jsou součástí jejich nabídky. V analýze vyšlo, že tyto vrtule budou potřebovat kolem 9kW elektrického příkonu a otáčky kolem 1200 rpm. Je tedy možné použít industriální elektrický motor. Výhody jeho použití nad klasickými motory pro drony jsou rozebrány v technické zprávě.

Hrubý návrh mechanismu změny náklonu Obrázek 4: vrtule.

Návrh konstrukce samotného standu pro testovanou vrtuli může být obyčejný testovací stand kterému je umožněn pohyb kolem jedné hřídele umístěné pod vrtulí (obrázek 4). Náklon pak bude ovládán automaticky před ozubený převod. Kvůli bezpečnosti bude systém obsahovat také mechanický zámek náklonu každých minimálně 10°. Napětí ve vrtuli bude monitorováno za pomoci tenzometrů, přilepených během test na listu vrtule.

#### Závěr

Vzhledem k popularitě dronů a jejich čím dál tím větší komplexitě a ceně je zapotřebí každý komponent potřebný k letu důkladně testovat na zemi. Tedy i vrtule.

Pro testování nesymetrického zatížení vrtule vyšlo jako nejvhodnější řešení postavení vlastního DIY aerodynamického tunelu. Jeho energetická náročnost zhruba odpovídá ostatním řešení, ovšem odhadovanou pořizovací a provozní cenou vychází lépe.

testování. Aerodynamický tunel, zařízení Windshaper, rotační rameno a oscilační teststand.

Řešena je především věrohodnost těchto simulačních metod vůči reálnému provozu vrtule na multikoptéře. Z tohoto hlediska hned vyplývá, že oscilační teststand je naprosto nevhodné řešení. Aerodynamický tunel a Windshaper naopak simulují reálné podmínky velice dobře.

Věrohodnost výsledků rotačního ramena je velice zajímavá. Vzhledem k tomu, že vrtule vykonává pohyb po kružnici, není všude na disku vrtule stejná dopředná rychlost. Tento rozdíl se zmenšuje se zvětšujícím se poloměrem otáčení ramene. Navíc vzhledem k požadované rychlosti je rychlost rotace ramene velice vysoká, a vznikají tak obrovské odstředivé síly, na které bude muset být konstrukce dimenzována.

Na základě této prvotní rešerše vznikla obecná tabulka s hodnocením těchto metod podle několika základních parametrů (tabulka 1).



Obrázek 3: Tenzometr přilepený na list. [3]

V tomto tunelu bude možné provozovat jak měření zatížení na list vrtule, měnící se s azimutem listu, tak bude možné uskutečňovat únavové zkoušky na hranici možností dané vrtule.

#### Seznam literatury

- KREBS, Travis, Goetz BRAMESFELD a Julia COLE. [1]Transient Thrust Analysis of Rigid Rotors in Forward Flight. Aerospace. 2022, 9(1). ISSN 2226-4310. Dostupné z: doi:10.3390/aerospace9010028
- WINDSHAPE. Wind generation means and wind test [2] facility comprising the same. 2017.
- Load Testing of a Glider's Outer Wing with Strain [3] Gauges [online]. In: . [cit. 2023-04-26]. Dostupné z: https://www.hbm.com/en/9880/load-test-gliderouter-wing/



Bc. Jan Vojáček

# CFD analýza aktivního řízení proudu na profilu křídla



# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

**0PPO** Průmyslový projekt

#### Klíčové slova: profil, aktivní řízení proudu, CFD simulace, konfigurace štěrbiny

Shrnutí: Průmyslový projekt se zabývá CFD analýzou aktivního řízení proudu na profilu křídla. Technická zpráva projektu LU28-2023-OPPO navíc pokládá i teoretický základ ohledně technologií aktivního řízení. V rámci analýzy byla vyřešena kalibrační úloha, byla rozebrána tvorba sítě a nastavení řešiče a nakonec byly prezentovány výsledky simulace s vyfukováním.

## Úvod

Aktivní řízení proudu (AFC) je perspektivní technologií, která má možnost najít uplatnění v mnoha technických odvětvích zahrnujících zejména letectví, energetiku a automobilový průmysl. V těchto odvětvích má potenciál ve snižování odporu nebo zvyšování vztlaku a také řešení aeroakustických fenoménů.

#### Konfigurace profilu s AFC

Pro výzkum AFC se na LÚ využívá profil LS(1)–0413. Jedná se o profil vyvinut pro general aviation a nízké rychlosti s návrhovým součinitelem 0,4 a relativní tloušťkou 13%. Štěrbina byla umístěna do polohy x/c = 0,0255 s její hloubkou h/c = 0,005 tětiva profilu pro analýzu vyfukování byla zvolena c = 200 mm, jelikož modely používané ve větrném tunelu Leteckého ústavu využívají stejný rozměr a lze tedy do budoucna vyrobit model se zvolenou konfigurací pro jeho měření. Absolutní hodnoty rozměrů jsou tedy štěrbina v hloubce 5,1 mm s hloubkou h = 1 mm. Štěrbina byla vytvořena normálou spodního povrchu profilu o délce 1 mm a následným vyříznutím a hladkým napojením profilu ve směru k náběžné hraně na ni.



Průmyslový projekt se zabývá analýzou využití této technologie primárně pro zvýšení vztlaku a její využitelnosti v souvislosti s energetickou náročností jako náhradou za běžně využívanou vztlakovou mechanizaci. S tím souvisí i teoretický základ položen v první kapitole technické zprávy, který se zabývá primárně metodami aktivního řízení používanými pro zvyšování vztlaku. Na obrázku 1 můžeme vidět vliv aktivního řízení na rychlostní profil mezní vrstvy.

 $\delta(x_1)$  in  $\delta(x_2) > \delta(x_1)$   $\delta(x_2) < \delta(x_1)$   $\delta(x_2) < \delta(x_1)$ 

Obrázek 1 – Efekt tangenciálního vyfukování na rychlostní profil mezní vrstvy [1]

#### Cíle

Tento průmyslový projekt si klade za cíl analyzovat změny v aerodynamických charakteristikách při využití tangenciálního vyfukování na spodním povrchu profilu pro případnou možnost porovnání obdobných konfigurací s využitím jiného principu AFC. Je tedy žádoucí sledovat primárně změnu vztlakových a odporových koeficientů.



Obrázek 2 – Vizualizace zvolené konfigurace štěrbiny

#### CFD analýza

V rámci analýzy bylo prodiskutováno nastavení řešiče společně s tvorbou sítě. Následně bylo toto nastavení a síť ověřeno kalibrační úlohou, která porovnávala svoje výsledky s reálně naměřenými výsledky z větrného tunelu NASA v Langley [2]. Hlavním rozhodnutím vycházejícím z této úlohy byla volba turbulentního modelu Spalart–Allmaras.

Následně byla provedena úprava sítě po dosazení profilu s vyfukováním do domény a konfigurace s vyfukováním byla odsimulována. Rychlost nerozrušeného proudu byla v této simulaci zvolena v<sub>∞</sub> = 45m/s a rychlost vyfukování ze štěrbiny v<sub>j</sub> = 100m/s. Délka tětivy profilu s vyfukováním byla c = 200 mm. Tyto hodnoty byly zvoleny primárně kvůli budoucí možnosti ověření výsledků experimentem ve větrném tunelu LÚ.

Obrázek 4 – Vztlakové čáry čistého profilu a konfigurace s vyfukováním

V rámci vztlakových koeficientů ukázala konfigurace s vyfukováním výhodu v navýšení vztlakového koeficientu na vyšších úhlech náběhu a posunutí kritického úhlu náběhu.



Co se odporu týče, hodnoty koeficientu odporu mají na velké části poláry dokonce záporné hodnoty, což je způsobeno oblastí nízkého tlaku okolo náběžného bodu způsobeným vysokou rychlostí proudění v okolí této oblasti (Obrázek 4) plynoucí z vyfukovaného proudu. Do koeficientu odporu by bylo v budoucnu dále potřeba započítat reálné nároky na dodávku vyfukovaného proudu z hlediska úbytku tahu propulsní jednotky. Avšak i přes tuto skutečnost se benefit snížení odporu pomocí AFC jeví velice slibně.

#### Možnosti využití

V případě příznivých výsledků analýzy by bylo žádoucí dále zkoumat konfiguraci v rámci tunelových měření, kde by se ověřila korelace CFD analýzy s reálnými výsledky. Další evolucí by pak mohl být vývoj systému pro zástavbu do výzkumného prostředku a jeho zkoumání v rámci reálných letových výkonů, důležitým aspektem by byla zejména spolehlivost systému jako takového. V případě dosažení příznivých výsledků má tato technologie velký potenciál například u bezpilotních prostředků pro náhradu vztlakové mechanizace pro potenciální snížení komplexity celého letounu a snížení jeho hmotnosti.



Obrázek 3 – Kontury rychlosti proudění na profilu s vyfukováním

#### Vyhodnocení výsledků

Před samotným vykreslením výsledků do grafu bylo nutno započíst do hodnot vypočtených v CFD softwaru Fluent také vliv reakční síly od vyfukovaného proudu. Metodika započtení tohoto vlivu je vysvětlena v kapitole 5.4 technické zprávy,.

#### Závěr

CFD analýza provedena v tomto projektu ukázala velice slibné výsledky pro další budoucí výzkum. Lze sledovat nárůst vztlaku i pokles odporu prakticky po celé délce poláry. Bylo by jistě možné na tyto výsledky dále navázat dalším praktickým výzkumem.

#### **Seznam literatury**

[1] MCGHEE, Robert J. Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-percent-thick airfoil section designed for general aviation applications: NASA TM X-72697. Hampton: NASA Langley Research Centre, 1975.

[2] WILD, Jochen. High-lift Aerodynamics. 1st ed. Milton: CRC Press, 2022. ISBN 1032115467.



# Měření výkonu PTC elementů pro anti-námrazový systém



# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Tomáš Zedníček

### 0PPO Průmyslový projekt

Klíčová slova: námraza, PTC element, odmrazování, křídlo

Shrnutí: Průmyslový projekt pojednává o problematice ochrany letadla za letu proti námraze, která působí značné problémy ovlivňující schopnost letadla bezpečně vykonat let. Jsou zde popsány vybrané způsoby odstraňování námrazy z letadla s důrazem na využití elektrického odmrazování pomocí PTC (Positive Temperature Coefficient) elementů, neboli rezistorů s kladným teplotním součinitelem. Dále je navržen test dle certifikačních požadavků na průkaz funkčnosti PTC elementů při nízké teplotě okolí. Poté jsou vyhodnoceny výsledky z proběhlého testu a z nich vyvozeny závěry. Detailněji je problém popsán v technické zprávě Průmyslového projektu LU29-2023-0PPO.

# Úvod

Ochrana letadla proti námraze je nutná podmínka k udržení bezpečnosti letového provozu za podmínek tvorby námrazy. K omezení vlivu námrazy se do letadel umisťují systémy, které zabraňují vniku námrazy na povrchu letadla nebo ji z povrchu odstraňují. A právě zhodnocení vhodnosti použití PTC elementů v elektrických systémech ochrany proti námraze je cílem řešení tohoto projektu.



#### Výsledky

V tabulce Tab. 1 je uveden přehled doby chladnutí a ohřevu pro oba vzorky. Z hodnot vyplívá, že čas potřebný pro ohřev je u obou vzorků podobný, a to přibližně deset

Z interního projektu [3] je vyplívá nutnost dosažení normovaného výkonu elementů hodnoty alespoň 15 kW/m<sup>2</sup>. Pro zhodnocení použitelnosti PTC elementů bude navržena a provedena zkouška, která bude následně vyhodnocena.

#### Námraza

Námraza tvořící se na letadle namrzáním vody na povrch letadla mění tvar povrchu a tím mění aerodynamické vlastnosti letadla. Tvar námrazy se může značně lišit a některé tvary významně zhoršují aerodynamické vlastnosti profilu křídla jak je ukázáno na obrázku 1. Lze zde vidět, že červená křivka představující tvar námrazy označovaný jako žlábkovitá zvyšuje výrazným způsobem odpor profilu.

Místa, kde se námraza usazuje nejintenzivněji, jsou náběžné hrany křídel, náběžné hrany ocasních ploch, vstupy do motorů a náběžné hrany vztlakové mechanizace. [1]



Obrázek 2 - Odporová charakteristika PTC a NTC prvků [2]

#### Průběh testu

Měřeny byly dva vzorky (části křídla s náběžnou hranou a zabudovanými PTC elementy ve své struktuře pod povrchem), které je vidět na obrázku 3. Vzorek označovaný jako 3 PTC (křídlo s barevným polepem) obsahoval tři PTC elementy pod třemi vrstvami karbon-epoxidového laminátu a vzorek označovaný jako 1 PTC obsahoval pouze jeden PTC element pod jednou vrstvou laminátu se skelnými vlákny. Měřen byl průběh teploty pomocí termočlánků přilepených na povrchu křídla nad PTC elementy. Termočlánky byly chráněny proti přímému ofukování větrákem komory. Dále bylo měřeno napětí a proud dodávaný spínatelným zdrojem.



sekund. Z grafu na obrázku 4 je patrné, že průběh odporu v závislosti na teplotě povrchu náběžné hrany je výrazně odlišný mezi vzorky. Při přepočítání maximálního výkonu vzorků na plochu je pro vzorek 1 PTC výkon roven 44,7 kW/m<sup>2</sup> a pro vzorek 3 PTC je roven 29,2 kW/m<sup>2</sup>.

Tab. 1 – Časy ohřevu a chladnutí povrchu vzorků

	vzorek	teplota počátek [°C]	teplota konec [°C]	čas [s]
	1 PTC	-55	5	7
ohřev	3 PTC	-55	5	11
chladnutí	1 PTC	49	5	69
	3 PTC	50	5	146



#### Obrázek 4 – Závislost odporu vzorků na teplotě

Závěr

Obrázek 1 – Aerodynamický odpor profilu křídla [5].

#### **PTC elementy**

PTC element je elektronická součástka tvořena polykrystalem oxidu kovu s vlastnostmi podobnými běžnému rezistoru, s tím rozdílem, že odpor je silně závislý na teplotě a se vzrůstající teplotou roste. Tento jev lze dobře pozorovat na obrázku 2, kde je porovnán s NTC elementem (Negative Temperature Coefficient), který má opačné vlastnosti. [4] Obrázek 3 – Umístění termočlánků a PTC elementů v klimatické komoře

Test byl proveden v klimatické komoře podle předpisu RTCA DO – 160G pro měření krátké doby provozu vybavení při nízkých teplotách okolí (v tomto případě teplota -55°C) kdy se v komoře po celou dobu testu udržovala tato teplota, a poté se sepnul ohřev PTC elementů postupně na obou vzorcích a byly změřeny parametry ohřevu a poté ochlazování.

Následně byla spočítána odporová charakteristika a vypočten výkon ohřevu.

Ze získaných výsledků vyplívá, že PTC elementy jsou podle použitých kritérií hodnocení vhodné k implementaci do odmrazovacích systémů na letadlech. Ovšem k tomu, aby bylo možné navrhnout systém, který bude dostačující pro dané letadlo a zároveň nebude předimenzovaný, je vhodné použít přesnější způsob měření elektrických veličin, protože v tomto případě výsledky průběhu odporu na teplotě zobrazené na obrázku 4 pro vzorek 1 PTC nejsou validní z důvodu příliš nízkého proudu.

#### **Seznam literatury**

[1] Aviation Maintenance Technician Handbook -Airframe. Volume 2.
[2] ESENOWO JACK. A Simple Thermistor Design for Industrial Temperature Measurement.
[3] JURAČKA, Jaroslav, et al. Pokročilá konstrukce kompozitní náběžné hrany letounu.
[4] TKOTZ, Klaus. Příručka pro elektrotechnika. 2., dopl. vyd.
[5] VINNES, Magnus a R. HEARST. Aerodynamics of an

airfoil with leading-edge icing.



# STANOVENIE CHARAKTERISTÍK TUHOSTÍ KRÍDLA



# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Bc. Filip Zubaľ

### 0PPO Priemyslový projekt

Kľúčové slova: tuhosť, analytická metóda, MKP, CAD, kvadratický moment, moment tuhosti

Zhrnutie: Priemyslový projekt je zameraný na postup určenia charakteristík tuhostí kovového krídla z pohľadu troch metód a následne približuje výpočet tuhostí na krídle zo zliatiny hliníka. Prvé dve metódy sa zaoberajú analytickým výpočtom tuhostí krídla lietadla v pomere ohybových a torzných tuhostí. Tretia metóda poukazuje na možnosti využitia MKP metódy pri výpočte tuhostí krídla. Práca slúži ako návod pre jednotlivé výpočty s možnosťou porovnania jednotlivých výsledkov metód na príklade krídla.

# Úvod

Tuhosť a pevnosť konštrukcie je jedna zo základných požiadaviek kladených na lietadlo. Pevnosť konštrukcie označuje schopnosť prenášať požadované zaťaženie, avšak nie väčšie. Na druhú stranu, tuhosť je schopnosť preniesť požadované zaťaženie bez neakceptovateľných deformácii. [1] Účelom krídla je vytváranie vztlaku, umiestnenie prostriedkov stability a riaditeľnosti, uloženie paliva, podvozku, závesov motorov (pre motory uložené pod krídlom) a umiestnenie vysokovztlakových zariadení. [1] Z daných dôvodov je potrebné, aby krídlo lietadla bolo dostatočne tuhé a pevné, aby odolalo veľkému množstvu pôsobiacich síl a momentov. Podľa voľby materiálu, ktorý taktiež ovplyvňuje tuhosť konštrukcie, mení jednotlivé konštrukčné uzly a ich prevedenie. Obrázok 1 ukazuje jednu z možností zostavenia jednotlivých častí nosníkového (vystuženého) krídla z hliníkovej zliatiny.

## Analytická metóda

Táto kapitola vysvetľuje postup určovania charakteristík tuhostí pomocou analytickej metódy bez využitia CAD programov. Začiatok postupu vychádza z určenia vstupného materiálu a následne znalosťou geometrie krídla. Pri materiáloch je potrebné poznať jeho charakteristiky ako je modul pružnosti v ťahu E, modul pružnosti v šmyku G a Poissonovú konštantu µ. Postup výpočtu analytickej metódy ďalej pokračuje výpočtom ohybovej tuhosti EJx. Danú hodnotu získame pomocou nosníkovej teórie a výpočtu kvadratického momentu. Do výpočtu sú zahrnuté pásnice, spolu-nosný poťah a stojina medzi pásnicami. Nevýhodu teórie predstavuje zanedbanie poťahu a stojín. Torzná tuhosť GJk obsahuje zložitejší výpočet, v ktorom moment tuhosti vychádza z Bredtovho vzťahu a rovnice pre skrut. Samotný moment tuhosti bol následne vypočítaný pomocou dvoch metód: Metóda pre jedno-dutinu a metóda pre dvoj-dutinu. Obrázok 2 ukazuje použitú geometriu pre výpočet všetkých metód. Tabuľka 1 predstavuje vypočítané hodnoty pomocou

#### Tabuľka 2 – Vypočítané hodnoty pomocou CAD programov

J <sub>x</sub>	23 236 061,80 mm <sup>4</sup>		
J <sub>v</sub>	135 683 204,10 mm <sup>4</sup>		
J <sub>k</sub>	40 557 434,91 mm <sup>4</sup>		
	42 795 626,21 mm <sup>4</sup>		

#### MKP metóda

Metóda konečných prvkov patrí medzi najefektívnejšie variačné metódy riešenia problémov mechaniky kontinua, ako aj plynov a kvapalín. Jej podstatou je rozdelenie konštrukcie, resp. spojitého telesa na sústavu konečných prvkov navzájom spojených v uzloch delenia. Takáto diskrétna sústava musí spĺňať podmienky spojitosti a rovnováhy v uzloch delenia. [2] Z danej definície vychádza riešenie nasledujúcej kapitoly, ktorá sa venuje príprave MKP modelu a výpočtu pomocou tejto metódy. MKP metóda je veľmi presná a rýchla, avšak je potrebné správne a vhodne zvoliť vstupné parametre. Metóda je vhodná najmä pri výpočte veľkého množstva iterácii. Tabuľka 3 obsahuje získané hodnoty pomocou MKP simulácie, kde môžeme pozorovať nutnosť správnej voľby dĺžky krídla. V metóde boli porovnané 3 dĺžky krídla. Tabuľka 3 – Vypočítané hodnoty pomocou MKP metódy



Obrázok 1 – Nosníkové (vystužené) krídlo [1] Podrobnejšie informácie sú uvedené v technickej správe LU30-2023-0PPO

#### Charakteristiky tuhostí krídla

Na úvod sa práca zaoberá problematikou tuhostí konštrukcie a samotným prístupom pri správnom výbere materiálu, kde následne vysvetľuje postup výpočtu troch výpočtových metód: Analytická metóda, Analytická metóda s využitím CAD programov a MKP metóda. Následne ukazuje použitie jednotlivý metód a postupov pri výpočte dvoj-dutinovej konštrukcie krídla využívajúcej hliníkovú zliatinu 2024 – T3.



Obrázok 2 – Zadaná geometria krídla

Tabuľka 1 – Vypočítané hodnoty analytickej metódy

J <sub>x</sub>	9 664 760,50 mm⁴		
J <sub>v</sub>	27 379 743,40 mm <sup>4</sup>		
	40 557 434,91 mm <sup>4</sup>		
J <sub>k</sub>	42 795 626,21 mm <sup>4</sup>		

#### Analytická metóda s využitím CAD programov

V tejto kapitole technickej správy je popísaný postup určenia jednotlivých momentov pre určenie tuhostí krídla. Jednotlivé CAD programy (v práci ukázaný Autodesk Inventor a Catia V5) sú schopné vypočítať kvadratický moment Jx a Jy. Problém nastáva pri momente tuhosti, ktorý je potrebné získať obdobným spôsobom ako v analytickej metóde. Pre danú metódu je taktiež nutné ovládať CAD program, v ktorom potrebujeme vytvoriť model krídla podľa potrieb daného programu. Obrázok 3 obsahuje počítaný model krídla s jednotlivými hodnotami kvadratických momentov, ktoré nájdeme aj v Tabuľke 2.

L	1 000 mm	2 000 mm	3 000 mm	
J <sub>x</sub> [mm <sup>4</sup> ]	17 115 433,33	21 315 053,44	22 377 928,40	
J <sub>y</sub> [mm <sup>4</sup> ]	65 028 976,91	106 513 627,90	120 947 063,90	
J <sub>k</sub> [mm <sup>4</sup> ]	26 511 169,09	24 322 173,45	23 705 963,40	

Obrázok 4 ukazuje modelovú deformáciu počítaného krídla pri zaťažení silou F v smere osi Y. Simulácia prebehla pomocou programu MSC Patran a MSC Nastran.



#### Obrázok 4 – Modelová deformácia krídla Záver

Práca poukazuje na rozdiely v použití metód na stanovenie charakteristík tuhostí krídla. V ukážkových príkladoch bolo použité krídlo zo zliatiny hliníka 2024-T3. Použitie materiálov zohráva veľkú rolu pri vytváraní konštrukcie krídla, čo ovplyvňuje tuhosť konštrukcie. Z jednotlivých postupov vieme, že tuhosť konštrukcie ovplyvňuje plocha prierezu krídla, ktorá je súčasťou výpočtu momentov J<sub>x</sub>, J<sub>y</sub> a J<sub>k</sub>. Do jednotlivých charakteristík tuhostí vstupujú aj materiálové charakteristiky, ako je E, G a µ, ktoré sú neoddeliteľnou súčasťou výpočtu a návrhu konštrukcie lietadla. Jednotlivé metódy vykazujú veľké rozdiely vo výsledkoch. Analytická metóda zanedbáva veľkú časť konštrukcie, čo vedie k menším tuhostiam než MKP metóda. Zaujímavé je, že výsledky MKP metódy sa ustaľujú s dĺžkou modelu, kde relevantné výsledky vychádzajú až od dĺžky 2 000 mm. Každá metóda si nájde uplatnenie pre rôzne úlohy. Preto je potrebné poznať možnosti a limity každej z nich. V tom prípade je možné dosiahnuť rýchle a presné výsledky pre vypracovanie danej úlohy.

Pri určovaní a rozdeľovaní zaťaženia mnohodutinovej, viac-nosníkovej konštrukcie krídla sa používa pomer tuhostí jednotlivých nosníkov. Normálna sila sa prenáša pásnicami a rozdelí sa v nich v pomere axiálnych tuhostí.

$$N_{i} = N_{celkova} \cdot \frac{E_{i} \cdot A_{i}}{\sum_{j=1}^{n} E_{j} \cdot A_{j}}$$

Ohybový moment je taktiež prenášaný pásnicami, kde moment sa rozdeľuje v pomere ohybových tuhostí.

$$M_{o,i} = M_{o,celkov} \cdot \frac{E_i \cdot J_{x,i}}{\sum_{j=1}^n E_j \cdot J_{x,j}}$$

V pomere ohybových tuhostí sa rozdeľuje aj posúvajúca sila, avšak sila je prenášaná stojinou.

$$T_{i} = T_{celkova} \cdot \frac{E_{i} \cdot J_{x,i}}{\sum_{j=1}^{n} E_{j} \cdot J_{x,j}}$$

Krútiaci moment je prenášaný najmä poťahom a stojinou krídla. Následne sa krútiaci moment rozdeľuje v pomere torzných tuhostí.

$$M_{k,i} = M_{k,celkový} \cdot \frac{G_i \cdot J_{k,i}}{\sum_{j=1}^n G_j \cdot J_{k,j}}$$



Obrázok 3 – Výpočet Jx a Jy pomocou programu Inventor

#### **Zoznam literatúry**

[1] JURAČKA, Jaroslav. © 07.07.2022. Stavba a pevnost letadel: Sylabus přednášek. Revize IR. Brno.
[2] KRÁLIK, Juraj. 2009. Modelovanie konštrukcií v metóde konečných prvkov: Systém ANSYS [online]. Bratislava.
Učebný text. Slovenská technická univerzita v Bratislave.



# Wind Tunnel Testing of an Airplane Model



# LETECKÝ ÚSTAV

Institute of Aerospace Engineering

Matěj FIEDLER

#### **0PPO-A** Industrial project

Keywords: Wind tunnel, wake, drag, lift, Prandtl tube, traverser, dynamic pressure

Abstract: This project aims to study the wake region behind a wing of a 1:22 scaled model of P-47B while using a Prandtl tube attached to a traversing device. Moreover, elementary forces, such as lift and drag acting on the model, were measured by strain gauges. Different angles of attack and velocities were applied during both types of tests. All experiments were conducted in a closed return wind tunnel.

#### Introduction

Wind tunnel testing is one of the most reliable ways to determine various aerodynamic characteristics of an arbitrary body. Among commonly measured parameters are the forces, acting on the body, and also disturbances in the flow downstream of the body – wake. The wake region can be often easily spoted as a difference in quantities such as dynamic pressure  $-P_{dyn}$  and velocity -v in comparison with the free stream values.

#### **Investigated cases**

Experiments were carried out in six cases which differed in angle of attack –  $\alpha$  and nominal velocity –  $v_n$  as seen in Tab. 2.

Tab. 2 All investigated cases

Case	α [°]	nominal velocity [ms <sup>-1</sup> ]	Case	α [°]	nominal velocity [ms <sup>-1</sup> ]
1	0	14	4	5	14
2	0	17	5	5	17
3	0	20	6	10	14

#### **Velocity differences – comparison**

From each v field, the minimal value in the wake region and in the center of the vortex was plotted in Fig. 10, where number of patterns emerged:  $1 - Higher \alpha$  creates stronger wake. 2 – At  $\alpha$  0°, higher velocity creates weaker wake but stronger vortex. 3 – At  $\alpha$  5°, vortex intensity does not depend on velocity. This may be caused by the fact that at  $\alpha$  5°, the wingtip has a local  $\alpha$  virtually 0° due to the geometrical twist of the wing and hence velocity increase does not cause any noticeable changes in the vortex.

#### Theoretical part Wind tunnels

A wind tunnel is a device which blows fluid (air) onto a tested body. Based on viscosity and velocity of the fluid, the body is loaded with aerodynamic forces – lift and drag – which can be measured, most often via lever and strain gauges. This procedure enables to accelerate design of the tested object. Considering the design of wind tunnels, there can be distinguished between two main types - Closed return WT (Fig. 1) and Open return WT (Fig. 2).





Fig. 1 Closed return WT [1] Fig. 2 Open return WT [2] Legend: 1 – Fan, 2 – Test section, 3 – Contraction, 4 – Diffuser, 5 – Vanes

#### **Finite wing effects**

A body in a fluid flow (flying airplane) creates a downstream region of disturbed flow called a wake (Fig. 3). On top of that, at the wingtips, pressure differences on upper and lower surfaces of a wing are colliding together in order to create equilibrium [4]. This causes an induced flow along the wing which forms a rotating cylindrical vortex, so called a wingtip or trailing vortex (Fig. 4) [5].



# Experimental part

#### **Attachment and position**

The model was attached inside of the wind tunnel on a tube which was eventually also used to investigate lift and drag of the model. Following schemes (Fig. 6) depict the exact position of the model inside of the test section as well as the position of the Prandtl tube and a grid of points where  $P_{dyn}$ was measured.



Fig. 6 Position of the model in the test section and the grid originating at [0,0] Following photographs show the connection of measuring tube with the model (Fig. 8) and the use of a self leveling laser to set the model to  $\alpha 0^{\circ}$ .



Fig. 7 Setting the model to  $\alpha 0^{\circ}$ 

Fig. 8 Attachment of the model

#### **Results – wake traversing**

Values of  $P_{dyn}$  measured by Prandtl probe in all point were transformed into non-dimensional fields of v and  $P_{dyn}$ . In fileds in Fig. 9 can be seen how a gradual increase of  $\alpha$  from 0 to 10° causes a development of the wingtip vortex.





#### Lift and drag

Forces were measured in all 6 cases (same parameters as for the wake traversing). Position of the model in the test section was also the same.

#### **Procedure**

Aerodynamical forces acting on the model resulted in a surface strain of the measuring tube (Fig. 11). The strain was registered by two sets of strain gauges attached near by the cantilevered end of the tube. The supporting structure was attached to the test section from the outer side.



Fig. 11 Scheme of the measuring tube with forces

#### **Results – forces**

0.95

Values of strain were multiplied by a gauge constant and from obtained forces were calculated c<sub>L</sub> and c<sub>D</sub>. Graphs in Fig. 12 show force coefficients for all cases. cL follows expected pattern – slope is virtually independent of  $\alpha$ . However, incontinence in c<sub>D</sub> may be caused by combination of the aerodynamic twist of the wing and also the fact that HTU was

#### The model

All tests were performed on P-47B RC model made out of polystyrene (Fig. 5). Similarly to the original airplane, it had a parabolic trailing edge and its wings had a positive dihedral angle as well as a geometrical twist. On the bottom side of the fuselage was glued a 3D printed pylon with an aluminum block with an orifice inside it. Parameters of the model are listed in Tab. 1.



Tab. 1 Model's parameters				
Basic parameters of the model				
Scale	1:22			
Wingspan [m]	0.46			
Wing area [m <sup>2</sup> ]	0.04			
Weight [g]	161.5			

Fig. 5 The airplane model

#### Wake behind the wing

To investigate the wake region including the wingtip vortex, a Prandtl probe traversing was used. The probe attached to a two-axis traversing device (traverser) measuring dynamic pressure  $-P_{dyn}$  in a plane behind the model's wing according to one of the user predefined grid plans. Obtained data were then proceeded to visualize non-dimensional fields of v [-] and *P*<sub>dyn</sub> [-] depicting the wake created by the wing.



20 30 40 50 60 70 80 90 10 X [mm]

\*Contour of the wing (black curve) is changing with  $\alpha$ . Fig. 9 Non-dimensional velocity fields for cases 1, 4 and 6

#### trapped inside of the wake region caused by the wing.



Fig. 12 Lift and drag coefficients of the model in all cases

#### Conclusion

Measured lift 1 – 4.75 N and drag 0.36 – 0.55 N may be considered of adequate magnitude for a model of this size. Force coefficients followed expected pattern with some exceptions which could be defended. Traversing provided a rough shape of the wake region which had expected behavior throughout cases with some interesting features, possibly originating from the geometrical twist of the wing.

#### List of references

1] Closed Return wind tunnel [online]. United States: The National Aeronautics and Space Administration. [2] Open Return wind tunnel [online]. The National Aeronautics and Space Administration NATH, Devang S. [3] Wake Turbulence Training Aid: Pilot and Air Traffic Controller Guide to Wake Turbulence [online]. [4] KAUSHIK, Mrinal. Theoretical and Experimental Aerodynamics [online]. Singapore: Springer Nature Singapore, 2019. [5] Aeronautical Information Manual (AIM): Safety of Flight, Section 4 [online]. Federal Aviation Administration, 2022.



# UAV for fire extinguishing



#### **LETECKÝ ÚSTAV** Institute of Aerospace

Engineering

**CHOUAIBI Sofien** 

#### **0PPO-A** Industrial project

Key words: UAV, forest fires, design, efficiency, payload

Abstract: This industrial project is focused on the ability of drones to fight forest fires. Indeed, faced with the increasing recurrence of forest fires, extinguishing them by air is one of the safest and most effective methods (direct or indirect). However, the existing methods (water-bombing aircrafts and helicopters) are not optimal (price, efficiency, fuel consumption, ergonomics, ...). This is why in this project; I seek to demonstrate that using drones for forest fires can be a real advantage by designing solutions. Given the novelty of the field, these solutions must be original and relevant.

#### Introduction

This project investigates the feasibility of using a drone fleet to combat wildfires through conceptual design and strategy optimization (iterations).

In order to achieve the goal, there are three main objectives.

#### **Conceptual design of solution**

In order to dimension our system, I have imposed certain characteristics (mass of water to be transported 50kg, operating time 30s, dimensions, ...). Knowing that I am following an iterative approach, these characteristics will evolve with the project. Some other elements are described in detail in the report (hidden in fig 3 and 4). These include the water intake and release system, the communication system and the characteristics of the drones.

From the ascent parameters themselves defined by the masses involved in our problem, I was able to define the battery to use. However, as I was not sure that this type of battery was optimized for this type of load, a study of it was carried out (fig. 5).

- 1. Research on current methods of aerial fire suppression. From this, I define the main areas of focus and those that need to be improved.
- 2. Use a detailed strategy for fighting forest fires using drones. For this purpose, I will model our solutions in order to quantify their relevance. The conceptual design is modelled using 3D CAD software (Fusion 360).
- 3. Compare our solutions with existing solutions in order to deduce their relevance and areas for improvement.

These objectives are aimed to tackle the first two elements of the system engineering process, as shown in Figure 1 below.



#### State of the art

Currently, there are two methods of extinguishing fires by air: aircraft and helicopter water bombers. In our study we will consider 10 of them. Intervention can be direct (water on fire) or indirect (retardant) (fig. 2).



This is the area of the studies carried out for the design of our solutions: transport, recovery and release of water, communication system and sizing of the drone. For each area, I looked at what was already being done, conceptualized two plausible solutions and assessed the feasibility of these solutions. In total, 9 designs were produced. I have identified 4 projects dealing with this topic.

From these studies I have deduced the following solutions.



This solution (fig.3) is based on the relay principle applied for the tank. I have also designated the changing platform.



Evolution of working time and total of water released in function of the payload.



Fig. 5 - Graphs characterizing battery capacities.

In terms of materials, for our systems, I have opted for materials optimized in terms of performance and coated with a product that is resistant to the environment (heat, etc.)

#### Comparison

Because of the scale gap, it is difficult to compare our solutions with existing solutions. However, there are factors that allow it (efficiency, etc.). Some points are very convincing but there are still others to improve.

#### Conclusion

In conclusion, during this project I had the opportunity

Fig. 2 - Direct and indirect intervention [2][3]

Several water bombing aircraft are in service (of all sizes). However, these aircraft are constrained by difficulties in piloting (low altitude drop and large variation in weight during the drop).

Compared to aircrafts, the water bomber helicopter has the advantage of a more precise drop and a faster intervention speed (versatile). There are two types with fixed or mobile tanks (Bambi bucket).

In both cases, these tools involve human life, which is a major constraint.

Regarding drones in firefighting, they are only used in fire detection, fire monitoring and mapping, and directing ground crews safely. Some projects are related to water bombing drones, but they do not follow the same strategies as this project.

#### Fig. 4 – Second solution modeling

By its form, this solution (fig.4) is more optimized (less energy consumption, ...) but some problems may bother me (pendulum effect, ...).

Through our calculations, our solutions seem very convincing: performance comparable to existing systems, ...

Indeed, they have the advantage of being much cheaper than existing solutions, having good returns and being more agile (can adapt to more situations). to design two solutions for fighting forest fires using drones. For this I have been researching what already exists in order to propose better solutions. From this I designed and calculated the characteristics of two plausible solutions. Our solutions are very promising, but tests are needed to confirm the calculations.

#### **List of references**

[1] "V-Model". researchgate.net [Online], 2011. Available from: <u>https://www.researchgate.net/figure/The-V-</u> <u>model-for-the-systems-engineering-process-Cathleen-</u> <u>Shamieh-Systems-Engineering fig4 325364332</u>
[2] "Water bomber helicopter – Wikipedia", fr.wikipedia.org, 2017. [Online]. Available from: <u>https://fr.wikipedia.org/wiki/H%C3%A9licopt%C3%A8re</u> <u>bombardier\_d%27eau</u>
[3] "fire retardant" ,thenewhumanitarian.org, 2017.
[Online]. Available from: <u>https://deeply.thenewhumanitarian.org/water/articles/2</u>
<u>017/11/27/fire-retardant-use-explodes-as-worries-</u>

about-water-wildlife-risk-grow



#### **0PPO-A** Industrial project

Key words: aircraft, microwave power beam, rectenna, battery

Abstract: On this project, I aim to verify the viability of an actual AIRBUS project, which is to supply an aircraft thanks to microwave power beaming. To do that, I choose to design the modifications we must do in a lightweight aircraft such as a Pipistrel Velis Electro to make him compatible for the new technology. Consequently, this paper presents at first the actual AIRBUS project involving this technology but also all the general progress and history of the microwave power beam. In a second part, the design of the modifications is discussed, particularly the flight route of the plane, the rectenna design needed for the technology and the batteries needed.

#### **I** Introduction

With the increasing demand on renewable energy due to the climate change, Airbus has the purpose of leading the way on achieving power beaming technology [1]. The idea would be, as shown on Fig.1, to send satellites composed of solar panels near the sun in order to create a solar farm and afterwards to

Type of aircraft	Light aircraft
Type of wireless power beam	Microwave power
	beam
Autonomy of the aircraft without the	1 hour at least
microwave power beaming	
Nominal Altitude	3 km
Number of passengers	2 at least
Power of the engine	60kW
Power of the transmitter antenna	10kW
Frequency of the microwave	10GHz



deliver the energy kept to antennas on earth thanks to the microwave beam technology. The energy will be used afterwards to supply planes drones and even factories.



Fig. 1 – Airbus power beaming project [1]

Today, the wireless power supplies technologies are the laser beam power and the microwave power beam. They are different on their efficiency, the transmission distance and frequency. Even, if laser beaming presents interesting arguments as the power of the beam, the scientists have let it out of the run due to its safety problems. On Fig. 2, there is the demonstrator of AIRBUS who creates beams on 36 m.



Fig.2 – Power beaming demonstrator from Airbus [1]

# Specifications of a microwave power beam alimented aircraft

Fig. 4 Specifications for our aircraft

#### **Flight route**

Due to the lack of capacity of the batteries, for a certain flight, the aircraft must follow a specific path in order to continuously be alimented by the microwave power beams antennas present on the ground. Fig.5 shows how the plane must move. If there is no antennas on the ground or if there is an issue with the microwave components on board, the plane should had an autonomy of 1h to find another path with antennas or to land and fix the issue.



#### Fig.5 Flight route

#### **Rectenna design**

First, we need to ask ourselves how the receptor can be



#### **Design of the batteries**

It is important to have back up batteries in case of absence of antennas. I see that the endurance of the actual plane is not enough, so I will have to add batteries to the airplane to reach the 1 h autonomy.

Our airplane is categorized as LS because he has MTOW of 600kg. His payload weight is 172 kg. Knowing that we need to carry on board 2 passengers of 80 kg each, we will have only 12 kg left for the new battery.

To choose an additional battery, I will need to calculate the capacity needed using the formulas of the Fig.6.

$$C_{battery} = I \times 10 \min$$
  $C_{battery} = \frac{P_{\max of the engine}}{V_{\max of the battery}} \times \frac{10}{60}$ 

#### Fig. 6 – Battery capacity calculus

Thus, we will need a battery of 23 Ah, with a nominal voltage of 345V. Unfortunately, the only kind of batteries like this weight 50kg

#### **Result analysis**

We don't achieve the requisite in terms of weight as the capacity of taking 2 people inside the plane it is not allowed due to the extra mass of the new battery. Our objective of 2 passenger was to much considering the actual state f the battery technologies. However, the modifications made on the batteries allows to reach the autonomy of 1 hour. The ceiling of the plane is 3600 m so it can work on an altitude of 3 km and thus be powered by the antennas.

To show the viability of this idea, I choose to take an electric aircraft already existing named Pipistrel velis Electro, and tried to design some modifications in order to make him compatible with the microwave power beaming technology.



Fig3. Pipistrel Velis Electro [2]

This modifications are related to the strategy of the path plane, the design of the batteries, the rectenna design and protection. installed. This will have an impact on the strategy but also on the <sup>3 km and thus</sup> balance of the plane. There is 4 types of configurations.

I choose the place the rectenna under the plane as shown in Fig7. it has the advantage that it is safer for the passengers, it does not cause inertia on rolling axis.. If I put it under the wings, we would have problems with the aerodynamic air flow.



Fig. 7 Placement of the rectenna

Using a canva and fusion 360, I have designed a protection for the rectenna as we see in Fig.8. This must be attached under the plane On a future work we could use a Computer Fluid dynamics a to see the impact of the protection shape on the flight parameters and so try different shapes.

#### Conclusion

With this project, I see that the Airbus project of microwave power beaming is completely unachievable on the timing they give, as we see with the electronics problem, the batteries problems and overall, the extremely high costs in infrastructure. The competition on the market will fasten the research but overall, I think that Airbus did this announcement in a marketing logic.

#### List of references

[1] AIRBUS. *Solar power beams: a step towards cleaner energy* [online]. Available from https://www.airbus.com

[2] PIPIISTREL, Velis electro, technical characteristics [online]. Available from https://www.pipistrel-aircraft.com

# Drone delivery in mountain



#### LETECKÝ ÚSTAV Institute of Aerospace Engineering

**Gabriel ISAAC** 

BRNO

UNIVERSITY

**OF TECHNOLOGY** 

#### **OPPO-A Industrial project**

Key words: drone, delivery, propulsive efficiency, payload

Abstract: Industrial project UAV for mountain supply is focused on drone delivery in mountain. The study case of this report is the Chamonix valley, who is a typical case of mountain in Europe. This report describes the methodology to choose a drone for a specific application. What is the required equipment, the main choice about the technology for the drone. In particular, the propulsion technology, the structure of the drone, the source of energy, control, payload, security equipment required in the European union, some important sensor, and the landing surface.

#### Introduction

The main topic of this project is to choose a drone for a delivery solution in mountain. This delivery solution is for the cottage in mountain and for the medical

 $P_{max}(h) = P_{max}\left(1,132\frac{\rho(h)}{1,225} - 0,132\right)$  $\rho(h) = 1,225\left(1 - \frac{h}{44308}\right)^{4,2553}$ 

service in the mountain.



Fig. 1 picture of the drone

#### Travel

The travel way depend on the season. (On the *figure* 2) if the cable car (in black) are closed the start point is 1 and the end point is 3. If they are closed the start point is 2 and the end is the same. The travel are in blue.

Cases		Vertical distance	Horizontal distance		
	All take-off zones are open	952,42m (start point 2, end point 3)	6,630km		
	All take- zones are closed	2700,5m (start point 1, end point 3)	9,418 km		





Fig. 3 – visual comparison of the three main structure of drone

#### **Propulsion technology**

The drone need a propulsion system to move in his environment. It is not necessary to have a high speed, that imply a Mach number lower than one. The *figure 4* showed the propulsive efficiency of different propulsion technology in function of Mach number. According to this figure the solution with the higher efficiency is the propeller and turboprop. Due to the energy source choice explain later the choice is propeller.



Fig. 5 – Power decrease of an internal combustion engine



Fig. 6 – Energy density for different source

#### **Payload container**

The main purpose of this drone is to be able to delivery some object for the refuge in the mountain and for the emergency service. A container is required for this. I design a container with an aerodynamic shape. This container is in aluminum to be light and easy to produce. The internal volume of the container is around 70L. There is a cross-section view of this container in the *figure 6*.



Fig. 2 map of the valley

#### **Structure of the drone**

The structure of the drone has a huge impact of his characteristics. The plane structure has a limited climbing angle and need a relatively long flat surface for landing. A multirotor has no limited climb angle and need a small relatively flat surface for landing but there no more energy the drone fall instantly. A hybrid structure combine relatively this two approach with some compromise. On the *figure 3* there is an illustration of the three main structure for a drone. The structure chose in the project is a multirotor structure.

*Fig. 4 - Efficiency of propulsion technology in function of speed* 

#### **Energy source**

Another main problem for a drone is the energy source. An internal combustion engine have relatively small efficiency (30%), but the energy density of the gasoline is high (*figure 6*). The energy density of the battery is relatively small compared to gasoline. However, the efficiency of the electric motor is high (90%). The global efficiency is better for an electric system.

In addition, the power of an internal combustion engine decrease with altitude according to the *figure 5*. For this two reason the motor choice is an electric motor with battery.

Fig. 7 – cross-section view of the payload container

#### Conclusion

This project have presented a methodology to choose the technology of the crucial element of a delivery drone in a mountain environment for cottage and medical service.

#### List of references

[1] draganfly.com/products/heavy-lift/
[2] map of the valley
[3] doi.org/10.3390/en13164157
[4] comparison of drone
[5] equation from the flight mechanic's course
[6]https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S
0301421509001323#fig1
[7] cross-section of the container design by myself



# European Rover Challenge Analysis



#### **LETECKÝ ÚSTAV** Institute of Aerospace

Engineering

Tom GUILLAMON

#### **0PPO-A** Industrial project

Key words: Rover, robotic, challenge, space, optimization

Abstract: The EUROPEAN ROVER CHALLENGE (ERC) is an event where student from worldwide university must accomplish different tasks on a Martian field reconstitution. There are a lot of different objectives: observation, navigation, probing, analysis... The following report is written as a base for the future student of the VUT that would like to participate to the ERC. It is focused on the analysis of the previous contests, its tasks, and winners. The aim of this project is to set the basics requirements of the challenge and avoid too much time of research for the future competitors. There is also a part of design with a prototype of 3D model of the rover. The documentation used for this report is made of the rulebooks, and internet pages of the challengers from past years.

#### Introduction

This project has the objective to help next student that will be affected to the project of ERC. It is a sum up of the research made about the challenge, that can be

#### 3/ Probing task - 40min

The objective here is to probe 4 samples of Mars Yard and analyze them. Three must be surface collect, and one deep collect.

#### 4/ Maintenance task

#### Finally, the robot arms is the last point analyzed:

There are several way to create the rover arm, but the most efficient is the mix of linear actuator to make the robot stronger, and servomotor for precision. **Fig. 7** is an example of mixed arm.

helpful to start it without reading all the rules at the early beginning.

In this report are some information about the last winner and some idea of what are the part to keep in the VUT Rover, inspired from different existing one such as **Fig. 1**.

The rover mass should not exceed 50kg.



Fig. 1 – Example of a rover on site **On site tasks** 

There are 5 main tasks during the challenge:

#### 1/ Navigation task - 20min

The goal of this task is to reach different checkpoint without help of the camera, and only by rover autonomous action [1].



An electric panel must be manipulated by the robot everything on the panel is human scaled and can be found in house or classic building.

#### 5/ Presentation task - 50min

The goal here is to explain to judges all the choices of the team and discuss with them of the project.

#### **Analysis of the previous rovers**

The first part to analyze is the probing system, there are three main system used by the rover:



Fig. 3 – The three main probe system [3]

On the **Fig.3** are visible 3 probing system, the most efficient for surface collect is B named "clamp bucket". It has the advantages to secure the sample while the bucket is closed.

The most efficient for deep collect is the C, named "spike", it allow the rover to probe sample in deep ground.

#### The second important part is the wheel system:







#### **Prototype design**

A summary of the previous analysis bring to the following 3D model that mix the different part selected for the robot:



#### Fig. 8 – Prototype 3D model of the robot

The **Fig. 8** show the different part assemble on a box used to protect electronic components.

The 6 empty wheel are visible on the model, linked with a triangle to improve the obstacle crossing and always have one front wheel on the floor.

#### Fig. 2 - Navigation task timeline

#### 2/ Science task - 35min

The science task is divided in two parts, the first is a report to provide before the challenge with a list of science activity to do during the event. They must be based on hypothesis made regarding the Mars Yard (Fig. 2). The second task is the on-field exploration followed by a report [2].



Fig. 2 - Mars Yard view from drone

Air wheel	2	4	3	3	3	15
Empty wheel	2	4	4	3	3	16
Grade	1	2	3	4		

#### Fig. 4 – Table of evaluation of the different wheels

The **Fig.4** show that the best wheel is the empty wheel with a score of 16, which is inspired by the real Martian rover of NASA.



Fig. 5 - NASA rover wheel



Fig. 6 - ERC team wheel [4]

The robotic arm is represented with the linear actuator in blue and the servomotor in red, to allow a good pull up force. And good precision in positioning.

This design was made by me on 3D modeling software.

#### Conclusion

This poster is a short introduction to a project that require a lot of work to create the real final robot. The different hypothesis made here are only pre-designing work and needs further research on the price and technical feasibility. I hope that this research and general design will be helpful for the future team. More detail on each part can be found in the report **LU03-2023-0PPO-A**.

#### **List of references**

[1] European Rover Challenge website credits 2022
[2] European Rover Challenge 2023 rulebook
[3] EPFL Argos project website 2022
[4] Rover GTU website 2023