



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

LETECKÝ ÚSTAV

VLIV VÝPADKU PRIMÁRNÍCH LETOVÝCH INFORMACÍ NA BEZPEČNOST A SPOLEHLIVOST LETADLOVÉ TECHNIKY

THE EFFECT OF PRIMARY FLIGHT INFORMATION FAILURE ON SAFETY AND RELIABILITY
OF AIRCRAFT

OBOR

Konstrukční a procesní inženýrství

ZKRÁCENÁ VERZE DIZERTAČNÍ PRÁCE

AUTOR PRÁCE

Ing. Filip Sklenář

ŠKOLITEL

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.

OPONENTI

DATUM OBHAJOBY

KLÍČOVÁ SLOVA

Pitotova trubice, Zablokování, Klamná indikace rychlosti, Nouzový postup, Analýza

KEYWORDS

Pitot tube, Blocking, Unreliable airspeed, Emergency procedure, Analysis

MÍSTO ULOŽENÍ PRÁCE

Vysoké učení technické v Brně Fakulta strojního inženýrství
Technická 2896/2
616 69 Brno

© Filip Sklenář 2021

ISBN 80-214-

ISSN 1213-4198

OBSAH

1	Úvod	5
2	Výzkum průběhu degradace informace od primárních letových přístrojů	5
2.1	Stanovení experimentů	5
2.2	Experimenty v aerodynamickém tunelu	6
2.3	Experimenty s mechanickou blokadí	8
2.4	Meze nefunkčnosti aerometrických přístrojů	9
3	Výzkum veličin nezbytných pro bezpečné pokračování letu	10
4	Vývoj postupu řízení letounu bez informací z primárních letových přístrojů	12
4.1	Hmotnostní rozbor	12
4.2	Stoupání	12
4.3	Klesání	13
4.4	Horizontální let	14
4.5	Pokyny pro sestavení nouzového postupu	16
4.6	Vizualizace nouzového postupu a implementace do letové příručky	17
4.7	Nouzový postup pro letoun Cessna 172SP	17
4.8	Validační experiment	18
4.9	Rozbor hranic použití postupu	20
5	Analýzy bezpečnosti a spolehlivosti	20
6	Výsledky dizertační práce	22
7	Závěr	23
	Seznam použitých zdrojů	24
	Autorovo CV	26
	Abstrakt	27

1 ÚVOD

Bezpečnost v letecké dopravě si můžeme představit jako dlouhý řetěz složený z jednotlivých článků. Celý řetěz je tak silný, jak silný je jeho nejslabší článek. Dizertační práce má za cíl zesílit některé články ve zmíněném virtuálním řetězu. Konkrétně se zaměřuje na problematiku, která v minulosti způsobila několik závažných leteckých nehod. Jedná se o možnosti bezpečného řízení letounu bez určitých letových informací pro letovou posádku. Konkrétně o ztrátu informací od aerometrických přístrojů. Zmíněný problém může nastat z různých příčin, jednou z nejčastějších je námraza. Pokud daný problém nastane, je riziko, že při nesprávných zásazích do řízení bude letoun uveden do pádu nebo vývrtky, což může skončit nehodou. Velmi důležité je nejen nalézt možnost, jak dále bezpečně pokračovat v letu, ale také provést výzkum možností, jak jednoznačně určit, že takový problém nastal. Dále je nutné vytvořit nový postup pro hodnocení analýz spolehlivosti týkající se daného problému.

- **Problém** – aerometrické přístroje na palubě letícího letounu začnou indikovat nesprávné informace letové posádce. Důvodem nastání takového poruchového stavu může být mnoho, nicméně velmi častou příčinou je zablokování přívodu celkového tlaku. Nastalý poruchový stav mnohdy znemožňuje řídit letoun podle standardních postupů. V případě klamné indikace rychloměru hrozí překročení maximální rychlosti (nebezpečí strukturálního poškození) nebo let příliš malou rychlostí, což vede k pádu, popřípadě uvedení letounu do vývrtky.
- **Detekce problému** – V závislosti na charakteru klamné informace (velikosti chyby) je více či méně náročné odhalit poruchový stav, který nastal. Často záleží na meteorologických podmínkách, výbavě letounu, kvalifikaci pilota atd. Včasně rozpoznání problému je zásadní pro další bezpečné pokračování letu.
- **Řešení** – Po detekování problému je nezbytné adekvátně reagovat na nastalou situaci. Složitost řešení problému obecně závisí na meteorologických podmínkách a zda pilot má vizuální kontakt se zemí. Vizuální kontakt se zemí se dá dobře využít jako reference k porovnání polohy letounu. V případě, kdy je letoun v podmínkách IMC (zjednodušeně řečeno v mraku nebo mlze), je řízení extrémně složité. Pro řešení situace je vhodné využít nouzový postup (který je řešen v této práci).
- **Dopady** – Možnosti detekce problému a následně aplikování nouzového postupu bude mít vliv na zvýšení bezpečnosti letectví, na hodnocení analýz spolehlivosti a bezpečnosti a dále může poskytnout vize pro změnu pilotních výcviků.

2 VÝZKUM PRŮBĚHU DEGRADACE INFORMACE OD PRIMÁRNÍCH LETOVÝCH PŘÍSTROJŮ

Tato kapitola prezentuje výzkum nových možností rozpoznání degradace informace od primárních letových přístrojů.

2.1 Stanovení experimentů

Na letounech v průběhu letu měříme několik veličin, které jsou důležité pro řízení letounu. Počet měřených veličin často závisí na velikosti letounu a jeho vybavení.

Obecně na malém letounu (letoun v kategorii všeobecného letectví) měříme (určujeme) následující parametry uvedené níže. [1]

- 1) **Celkový tlak – měříme pomocí Pitotovy trubice**
- 2) **Statický tlak – měříme pomocí vstupů statického tlaku nejčastěji umístěného po bocích trupu nebo po obvodu Prantlovy trubice**
- 3) Magnetický kurz – měříme magnetickým kompasem
- 4) Úhlovou rychlost zatačení – měříme zatačkoměrem
- 5) Směr výslednice hmotových sil – měříme příčným sklonoměrem
- 6) Letovou polohu letounu – měříme umělým horizontem
- 7) Informace o pohonné jednotce – měříme otáčky motoru, teplotu oleje, tlak oleje, tlak paliva, plnicí tlak, nastavení úhlu vrtule atd.

Dopravní letoun je ve srovnání s malým letounem vybaven dalšími zdroji informací jako jsou: informace o povětrnostní situaci, nezávislým a závislým určováním polohy letounu, radionavigačním zařízením, snímačem úhlu náběhu a dalšími systémy. Teoreticky o to jednodušší může být rozpoznání nefunkčnosti u dopravního letounu (k tomu mohou nejvíce přispět závislé zařízení pro určování polohy a snímač měření úhlu náběhu). Pro získání **primárních letových informací** je zásadní **celkový** a **statický tlak**. Obecně se dá říci, že není problém určit, jaká bude indikace přístrojů v případě výpadku vstupních informací. Hlavní problém je danou situaci rozpoznat v pilotní kabině v průběhu letu a určit postup, jaký může pilot aplikovat v případě nastání daného poruchového stavu. Je vhodné zaměřit výzkum na možnosti odhalení celkové blokáce a postupné blokáce Pitotovy trubice. Téměř každá Pitotova trubice má drenážní otvor pro odvod vlhkosti. [1, 2] Při měření celkového tlaku mohou existovat jisté závislosti mezi poměrem vstupního a drenážního otvoru Pitotovy trubice.

2.2 Experimenty v aerodynamickém tunelu

Celá tato podkapitola vychází z článku, kde autor práce je hlavním autorem. [3]

Hlavní myšlenkou měření bylo provést výzkum ovlivnění měření rychlosti Pitotovou trubicí v závislosti na vstupním otvoru a drenážním otvoru. Pro experiment bylo vyrobeno deset Pitotových trubic s různými průměry vstupních otvorů dle tabulky níže (Tabulka 2-1). Každá Pitotova trubice měla po svých bocích vyvrtány čtyři drenážní otvory. Dva o průměru 1 mm a dva o průměru 0,5 mm. Drenážní otvory byly vyvrtány 35 mm za vstupním otvorem. Čtyři drenážní otvory byly zvoleny z důvodů možnosti změny celkové plochy drenážního otvoru. Měření probíhalo v nízkorychlostním aerodynamickém tunelu s uzavřeným okruhem. Rozměry měřicí části byly 500 x 700 x 2000 mm. Intenzita turbulence nerušeného proudu byla menší než 0,3 %. Tabulka 2-1 uvádí parametry Pitotových trubic (Č. P. značí číslo Pitotovy trubice a V. P. značí průměr vstupního otvoru)

Č. P.	V. P. (mm)	Č. P.	V. P. (mm)	Č. P.	V. P. (mm)	Č. P.	V. P. (mm)	Č. P.	V. P. (mm)
1	0.2	3	0.5	6	1.2	7	1.6	9	2.5
2	0.3	4	0.8	5	1.0	8	2.0	10	3.0

Tabulka 2-1 Parametry testovacích Pitotových trubic [3]

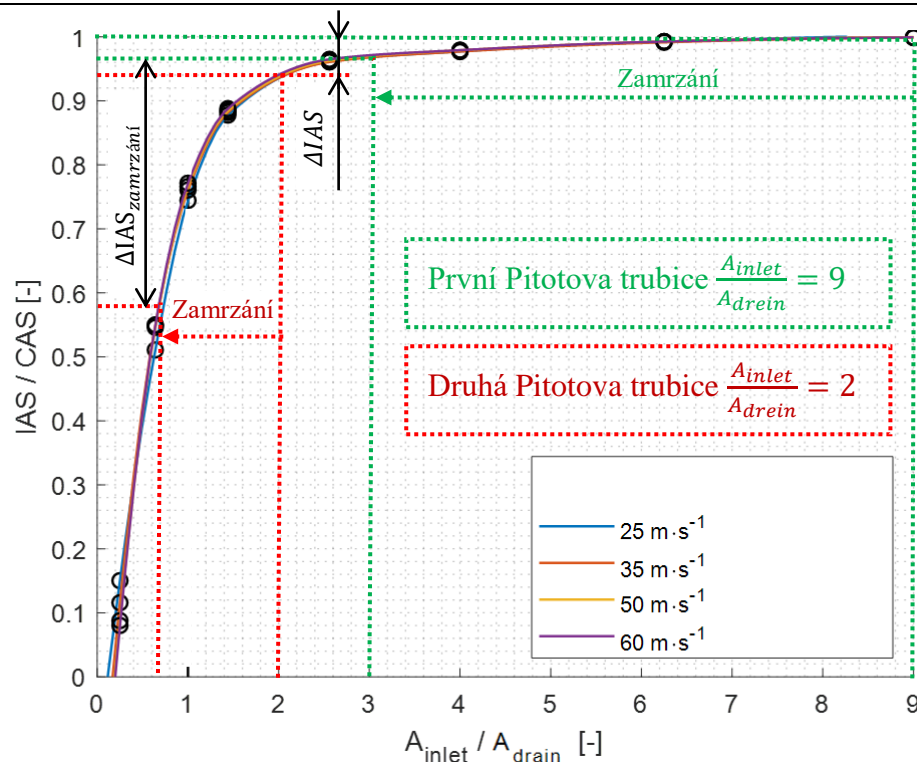
Skutečná rychlost TAS byla nastavena na vstupu měřicí sekce aerodynamického tunelu. TAS byla vypočítávána pomocí dat z diferenčního tlakového senzoru (Δp_{STAS}), teplotního senzoru a senzoru tlaku umístěného v difusoru. Dynamický tlak $p_{D,CAS}$ byl měřen referenční Pitotovou trubicí umístěnou v tunelu. Dynamický tlak $p_{D,IAS}$ byl měřený testovací Pitotovou trubicí (jednou z deseti). Statický tlak byl snímán pomocí Pitotovy trubice, která měřila dynamický tlak $p_{D,CAS}$ a byl společný i pro měření rychlosti IAS. TAS byla nastavena na ovládacím panelu aerodynamického tunelu. CAS byla rychlost měřená pomocí referenční Pitotovy trubice, IAS byla měřená pomocí testovací Pitotovy trubice (různé plochy vstupního otvoru a drenážního otvoru). Pro měření byly zvoleny čtyři rychlosti s ohledem na reálné využití letouny ve všeobecném letectví a na technické možnosti aerodynamického tunelu. Rychlosti jsou následující:

- $25 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1} = 90 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ – rychlost přibližně odpovídající rychlosti odpoutání letounu během vzletu
- $35 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1} = 126 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ – rychlost přibližně odpovídající počátečnímu stoupání letounu po vzletu
- $50 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1} = 180 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ – rychlost přibližně odpovídající ekonomickému cestovnímu režimu letu
- $60 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1} = 216 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ – rychlost přibližně odpovídající běžnému cestovnímu režimu letu

Shrnutí výsledků experimentu

Měření potvrdilo nezávislost blokační křivky (IAS/CAS na A_{inlet}/A_{drain}) na velikosti rychlosti. Obecně se dá konstatovat, že rozpoznání postupné blokace Pitotových trubic může být velice složité, pokud všechny instalované trubice mají stejné parametry. Chyba indikace rychloměrů narůstá společně se zvyšující se postupnou blokací trubic. Proto může být výhodné snímat celkový tlak z trubic s rozdílným poměrem A_{inlet}/A_{drain} . Jako příklad je vhodné uvést situaci s využitím dvou trubic o různých parametrech. První Pitotova trubice s poměrem $A_{inlet}/A_{drain} = 9$, druhá trubice $A_{inlet}/A_{drain} = 2$. Pokud se vstupní plocha první trubice sníží třikrát, tak IAS se sníží na 97 % z CAS to je patrné z grafu níže (Graf 2-1). Pokud se vstupní plocha u druhé trubice sníží třikrát, tak IAS se sníží na 58 % z CAS. Rozpoznání postupné blokace bude pro pilota jednoznačné na základě rozdílu měření celkového tlaku. Pokud bude druhá Pitotova trubice mít menší plochu vstupního otvoru (než první trubice), tak se dá očekávat její rychlejší postupná blokace. Informace vyplývající z grafu (Graf 2-1), mohou být použity pro odhalení postupné blokace Pitotových trubic.

S využitím naznačeného principu, bude možné detekovat postupnou blokaci vstupního otvoru v jakémkoliv letovém režimu, včetně horizontálního letu ustálenou rychlostí. Pro aplikaci principu bude potřebné použití dvou Pitotových trubic. Menší letouny ve všeobecném letectví obvykle využívají pouze jedné Pitotovy trubice k určení vzdušné rychlosti. Velké dopravní letouny využívají dvě až tři trubice. To znamená, že aplikování tohoto principu u dopravních letounů by mohlo proběhnout bez složitých konstrukčních úprav, u menších letounů bude nutné navrhnout využívání dvou Pitotových trubic. Tento výzkum popsal princip možného odhalení postupné blokace Pitotových trubic, což dává možnost navrhnout systém pro odhalení (to už není obsahem této práce). Z pohledu bezpečnosti leteckého provozu se jedná o významné zjištění, protože bude možné varovat pilota o postupné blokaci v době, kdy ještě jeden rychloměr indikuje informace o rychlosti dostatečně přesně pro bezpečné řízení letounu. Dále pilot získá čas, aby se připravil na použití nouzového postupu.



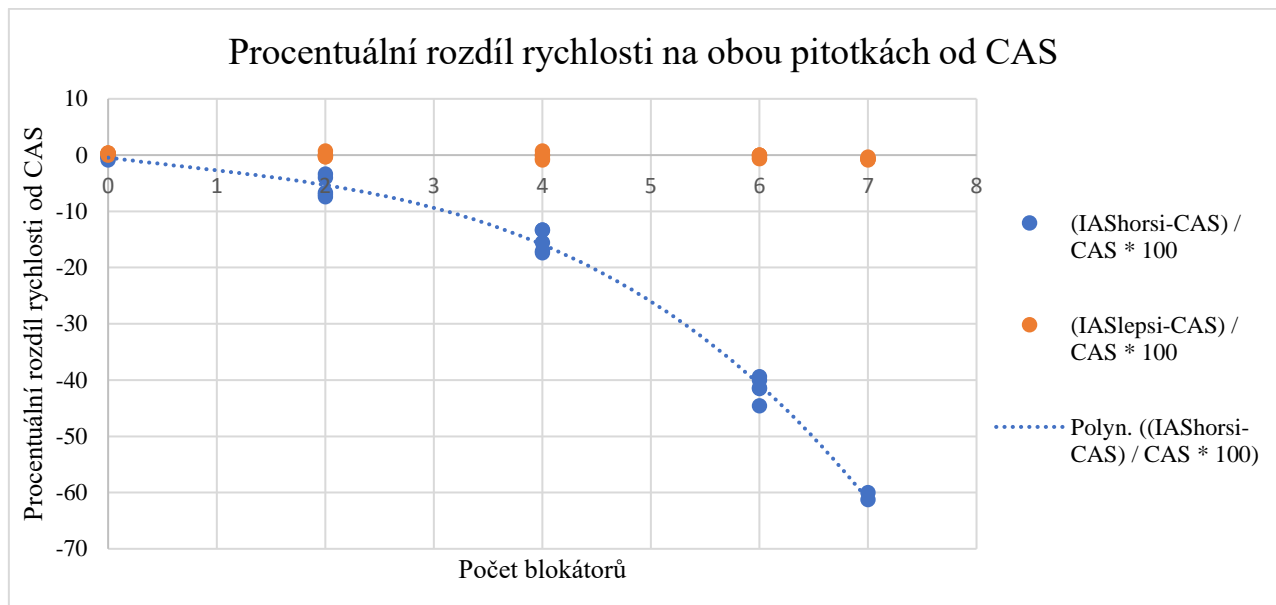
Graf 2-1 Blokační křivka IAS/CAS a A_{inlet}/A_{drain} pro Pitotovu trubici s drenážním otvorem 1 mm. [3]

2.3 Experimenty s mechanickou blokadí

Měření rychlosti v aerodynamickém tunelu prokázalo jisté závislosti na poměrech ploch vstupního otvoru a drenážního otvoru Pitotovy trubice. Další experiment, který navazoval na výsledky z předchozích experimentů v tunelu, bylo měření rychlosti pomocí Pitotových trubice, ve kterých byla umístěna mechanická blokada. Ta snižovala plochu čelního vstupu do trubice. Pro přiblížení se reálným podmínkám probíhaly testy s využitím automobilu. Na příčnicích (které byly připevněny na hagusech automobilu) byly připevněny dvě trubky. Jedna trubka (na levé straně) sloužila k držení referenční Pitotovy trubice. Druhá trubka k držení dvou měřících Pitotových trubice. Dvě měřící trubice měly rozdílné poměry ploch vstupního a drenážního otvoru, uvedeno v tabulce níže (Tabulka 2-2). Jako blokátory byly použity kancelářské špendlíky, které měly průměr 0,65 mm. Měřící rychlosti CAS byly 80, 90, 100, 110 a 120 km/h.

Pitotovy trubice použité pro experiment	Průměr vstupního otvoru (mm)	Průměr drenážního otvoru (mm)	Plocha vstupního otvoru (mm ²)	Plocha drenážního otvoru (mm ²)	Poměr ploch (vstup/drenáž)
P2	2	1	3,14	0,79	4,0
P3	3	0,8	7,07	0,50	14,1

Tabulka 2-2 Parametry Pitotových trubice



Graf 2-2 Procentuální rozdíl rychlosti na měřicích trubcích od CAS

V této podkapitole je rychlost CAS snímána z referenční Pitotovy trubice (umístěné na levé straně automobilu), rychlosti P3 IAS a P2 IAS jsou měřeny na měřicích Pitotových trubcích (umístěných na pravé straně). Při každé rychlosti CAS byly udělány tři měření. Z těchto měření byl udělán aritmetický průměr. V grafu (Graf 2-2) jsou vyneseny procentuální rozdíly v měření rychlosti měřicími Pitotovými trubkami od referenční trubice, v grafu nejsou zaneseny hodnoty při rychlosti 80, 90 a 100 km/h při vložených sedmi blokátorech, protože rychlost indikovaná rychloměrem připojeným na trubici P2 byla nulová. Výsledky experimentu potvrzují závislost měření rychlosti na poměru ploch vstupního a drenážního otvoru Pitotovy trubice. Dále experiment potvrdil, že procentuální rozdíl se téměř nemění s rychlostí.

2.4 Meze nefunkčnosti aerometrických přístrojů

Určení meze nefunkčnosti aerometrických přístrojů je třeba vztahovat k odchylce, která by v určitých případech ovlivnila bezpečnost letu. Je nezbytné posuzovat každý přístroj jednotlivě.

Rychloměr

Pro stanovování meze nefunkčnosti rychloměru je důležité rozebrat scénáře, které mohou nastat v případě klamné informace a tím negativně ovlivnit bezpečnost letu. Pokud rychloměr indikuje vyšší rychlost, než jakou by měl indikovat, hrozí riziko přivedení letounu na pádovou rychlost, čímž může vzniknout pád, popř. vývrtka. V opačném případě, kdy rychloměr indikuje nižší rychlost (letoun letí vyšší rychlostí, než se pilot domnívá), existuje riziko překročení rychlosti (např. V_{NE}) a tím může být narušena konstrukce letounu. [4] Pro rozebrání problematiky je vhodné zvolit jeden letoun, který dobře reprezentuje letouny kategorie ve všeobecném letectví, a přihlížet k informacím uvedeným v jeho letové příručce. Za vhodný letoun v tomto případě se dá zvolit Cessna 172S Skyhawk SP (dále v této práci bude uveden název zkráceně jako Cessna 172SP). [5] V letectví se některé rychlosti stanovují jako procentuální podíl z jiné definované rychlosti pro konkrétní letoun. [6] V této práci také počítáme procentuální rozdíly rychlosti viz. podkapitoly 2.2 a 2.3, proto v této podkapitole se meze nefunkčnosti rychloměru vztahují k také procentuálnímu rozdílu (rozdíl mezi tím co rychloměr indikuje k hodnotě jako by indikovat měl při správné funkci). Pro demonstraci je vhodné vybrat nejkritičtější případ, který je podle letové příručky klesání před přistáním (z pohledu blízkosti rychlosti pádové).

Klesavý let [5]

- Spodní limit 26,2 % ($65 - 48 = 17$ kts, což je rozdíl mezi minimální doporučenou rychlostí pro klesání před přistáním bez vysunutých vztlakových klapek a pádovou rychlostí. Základ pro výpočet je rychlost 65 kts.)
- Horní limit 117,3 % ($163 - 75 = 88$ kts, což je rozdíl mezi maximální nepřekročitelnou rychlostí a maximální doporučenou rychlostí pro klesání před přistáním bez vysunutých vztlakových klapek. Základ pro výpočet je rychlost 75 kts.)

Z procentuálních výsledků se dají stanovit meze, ve který by odchylka v rychlosti neměla ve velké míře ovlivnit bezpečnost letu. Je důležité zdůraznit, že pádová rychlost byla brána pro přímočarý let (48 kts IAS), například v zatáčce s náklonem 30° vzroste pádová rychlost na 52 kts IAS a v zatáčce o náklonu 60° vzroste na 68 kts IAS, což je více než spodní hranice rychlosti pro klesání před přistáním. V případě přímočarého letu se za hranici, která ohrožuje ve velké míře bezpečnost letu, dá považovat rozdíl $\pm 25\%$ odchylky indikace rychloměru (oproti hodnotě, kterou by správně ukazovat měl). Tyto informace jsou podstatné pro návrh systému automatického odhalení částečné blokáce Pitotovy trubice během letu (při využití alespoň dvou Pitotových trubic). Pro každý konkrétní letoun je nutné provést obdobnou analýzu jaká je provedena v této kapitole. [5]

Výškoměr a variometr

Za mez nefunkčnosti výškoměru se dá považovat okamžik, kdy výškoměr indikuje informaci o výšce s chybou ± 250 ft s přihlédnutím k využívaným letovým hladinám. Funkce variometru není pro let významně kritická, proto není třeba stanovovat mez nefunkčnosti. [7, 8]

3 VÝZKUM VELIČIN NEZBYTNÝCH PRO BEZPEČNÉ POKRAČOVÁNÍ LETU

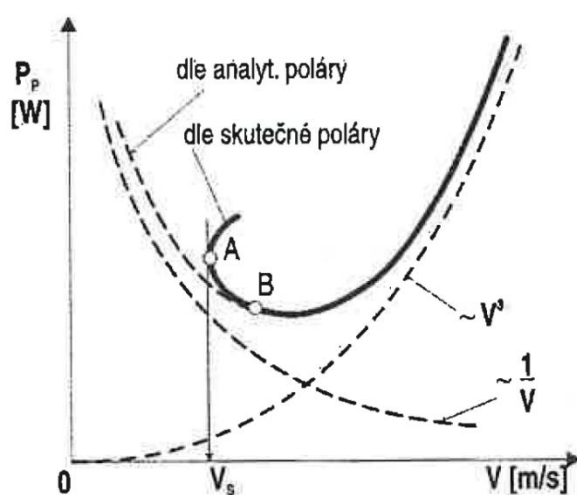
Možnosti řízení letounu bez aerometrických přístrojů

Řízení letounu v ustáleném horizontálním letu je možné při dodržení rovnováhy sil působících na letoun. Rovnováha bude záležet (při konstantní hmotnosti, nulovém úhlu klouzání a nulovém úhlu vybočení) na rychlosti letounu, hustotě prostředí (výšce letu), úhlu náběhu a přípusti motoru. Rovnice pro horizontální let můžeme rozepsat do tvaru 3.1 a 3.2. Pro udržení zmíněné rovnováhy je nezbytné mít dostatečný výkon motoru pro udržení rychlosti letounu. S tím velmi úzce souvisí pojmy potřebný tah a potřebný výkon. Potřebný tah se dá vyjádřit rovnicí 3.3. První člen rovnice vyjadřuje škodlivý odpor, ten roste s rostoucí rychlostí. Druhý člen rovnice vyjadřuje indukovaný odpor, který roste s klesající rychlostí. Ze vzorce poté vychází graf závislosti potřebného tahu na rychlosti letu. Potřebný výkon získáme vynásobením potřebného tahu rychlostí letu. Rovnice má tvar 3.4. Z rovnice pro potřebný výkon se dá vytvořit graf závislosti potřebného výkonu na rychlosti (Graf 3-1). Z výše popsaných souvislostí vyplývá, že jsme schopni ke konkrétní rychlosti určit jaký tah (výkon) je nutný pro udržení dané rychlosti. Potřebný tah i potřebný výkon se mění v závislosti na výšce letu, teplotě vzduchu, hmotnosti a konfiguraci letounu. [9]

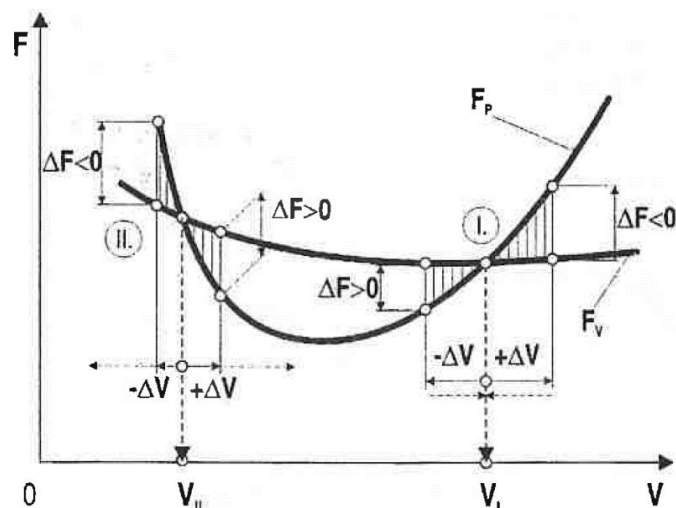
Po zvládnutí určení potřebného tahu (výkonu) pro udržení určité rychlosti je zapotřebí rozebrat rozmezí rychlostí bezpečných pro let. Obecně se dá říci, že je zapotřebí udržovat rychlost mezi maximální a minimální rychlostí letounu. Maximální rychlost letounu pro horizontální let je rychlost v dané výšce s výkonem motoru nastaveným na maximální trvalý režim. Pro pístový motor přibližně platí vzorec 3.5. Minimální rychlost letu je nejnižší možná rychlost, při níž se letoun udrží v přímočarém horizontálním letu, úhel náběhu je maximální a tím pádem je také maximální součinitel vztlaku letounu. To znamená, že to může být rychlost pádová nebo rychlost omezená

maximálním výkonem (tahem). U menších letounů bývá v menších výškách pádová rychlost totožná s rychlostí minimální. Pádovou rychlost letu můžeme vyjádřit vzorcem 3.6. Pro určení vhodné bezpečné rychlosti letu je důležité zmínit se o rizikovém druhém režimu letu. Pro objasnění je uveden graf níže (Graf 3-2). Oblast grafu I. je rychlost letounu, při které je letoun stabilní podle rychlosti. To znamená, že pokud se rychlost letounu zvýší, vznikne záporný přebytek tahu (zvýší se odpor) a letoun bude zpomalovat zpět do rovnovážného režimu. V oblasti II. se jedná o druhý režim letu. Ačkoliv se jedná o rovnovážný režim horizontálního letu, je daný režim nestabilní. V případě snížení rychlosti od V_{II} vznikne záporný přebytek tahu, který způsobuje další snižování rychlosti až k pádové, pokud pilot včas neudělá nápravná opatření. Z toho plyne, že vhodná rychlost pro horizontální let by měla být V_I . [9]

$F = D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S$	3.1 [9]	$P_P = C_{D0} S \frac{\rho V^3}{2} + \frac{2G^2}{\pi A e \rho S V}$	3.4 [9]
$G = L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S$	3.2 [9]	$V_{max} = \sqrt[3]{\frac{2\eta P_M}{C_{D0} \rho S}}$	3.5 [9]
$F_P = C_{D0} S \frac{\rho V^2}{2} + \frac{2G^2}{\pi A e \rho S V^2}$	3.3 [9]	$V_S = \sqrt{\frac{2G}{C_{Lmax} \rho S}}$	3.6 [9]



Graf 3-1 Potřebný výkon [9]



Graf 3-2 Stabilita I. A nestabilita II. režimu [9]

Z uvedených vztahů vyplývá, že pro jeden konkrétní letoun jsme schopni stanovit maximální a minimální rychlost. Dále určit rychlost stabilního rovnovážného letu. K tomu určit potřebný tah (výkon). To vede k možnostem řídit letoun pomocí nastavení tahu motoru a úhlu letounu podle umělého horizontu (popřípadě s využitím ukazatele úhlu náběhu). Výkon motoru běžně nastavujeme v letounu pomocí otáček, umělý horizont obvykle máme k dispozici ve většině letounů a měření úhlu náběhu jsou obvykle vybaveny větší letouny. Pokud by bylo zapotřebí využití informace o úhlu náběhu, tak by bylo podstatné vhodně vybrat umístění na letounu. Velké letouny mají běžně umístěný senzor úhlu náběhu v přední části trupu. To u menších jednomotorových letounů není možné z důvodů ovlivnění vrtulovým proudem. Proto byla vyvinuta Pitotova trubice s možností měření úhlu náběhu. [10] Tento princip bohužel není možno využít v daném případě, pokud

se zabýváme rizikem námrazy za letu. Přesnosti veličin potřebných pro bezpečné pokračování v letu jsou rozebrány v kapitole 4.9.

4 VÝVOJ POSTUPU ŘÍZENÍ LETOUNU BEZ INFORMACÍ Z PRIMÁRNÍCH LETOVÝCH PŘÍSTROJŮ

V případě výpadku primárních letových informací je podstatné dál bezpečně řídit letoun pomocí přístrojů, které nejsou závislé na statickém a celkovém tlaku. Letouny certifikované dle stavebního předpisu CS-23 [11] jsou obvykle vybaveny umělým horizontem a vždy vybaveny indikátorem otáček motoru (popřípadě vrtule, v této práci je uvažováno využití letounu s pevnou vrtulí, protože toto řešení je hojně využito u letounů v kategorii, na kterou je zaměřena tato práce). Proto je vhodné postup pro nouzové řízení letounu sestavit s ohledem na tyto dva indikátory. Pro sestavování postupu by mohl být vybrán prakticky jakýkoliv letoun. Vzhledem k možnostem, jaké jsou na Leteckém ústavu, byl vybrán letoun Cessna 172SP. Zmíněný letoun je v majetku VUT a je vybaven moderní avionikou Garmin G 1000. Pro sestavení postupu byly vybrány podmínky dle MSA. [12]

4.1 Hmotnostní rozbor

Pro vývoj postupu byly vybrány tři hmotnostní konfigurace letounu. Hmotnost pilota a cestujících byla zvolena 84 kg s přihlédnutím k předpisu AMC1 CAT.POL.MAB.100(e). [13] Tato hmotnost je samozřejmě předpoklad, pro stanovení jistých třech konfigurací, které se běžně vyskytují během letu s daným letounem. Ze zkušeností s provozem letounu se dá předpokládat, že téměř vždy je něco v nákladovém prostoru A (např. dokumenty od letounu a lahev s olejem do motoru). Proto pro každou ze tří variant byla zvolena hmotnost 5 kg v nákladovém prostoru A.

1. Hmotnost zahrnuje čtyři osoby a téměř 100 litrů paliva AV GAS (celkově tato hmotnost představuje maximální vzletovou)
2. Hmotnost zahrnuje dvě osoby a 100,6 litrů paliva
3. Hmotnost představuje jednu osobu a 50,3 litru paliva

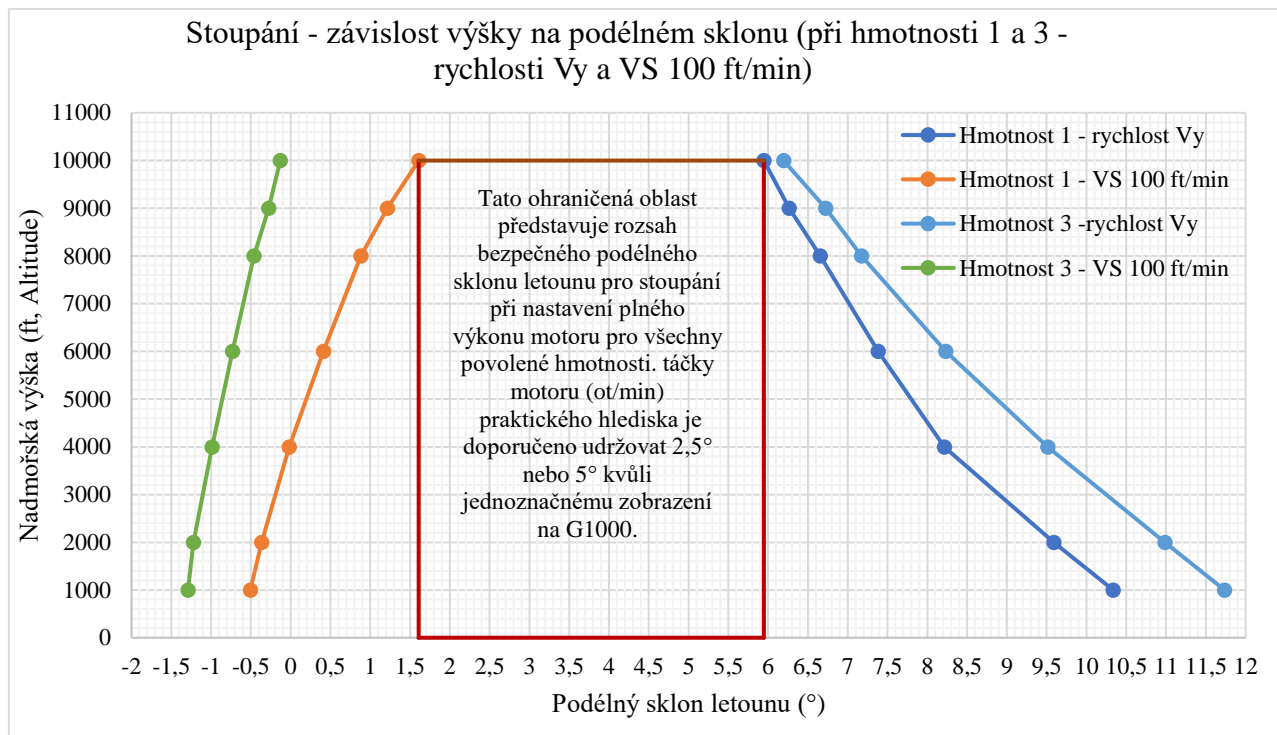
Po stanovení hmotností a jejich rozložení bylo nezbytné naplánovat letová měření. [5] Vzhledem k finanční náročnosti bylo vhodné nejdříve provést měření na leteckém simulátoru. Z důvodů dostupnosti byl zvolen simulátor X-plane, který simuluje letoun Cessna 172SP s vybavením Garmin 1000 (simulátor X-Plane, od společnosti Laminar Research, verze 11.0.41.0, model Cessna_172SP_G1000, od společnosti Laminar Research). V minulosti byl tento simulátor, díky možnostem práce s letovými modely, použit v řadě výzkumných prací, např. [25, 26, 27].

4.2 Stoupání

Jako první se testovaly režimy stoupání. Testy byly nastaveny následujícím způsobem:

- S využitím autopilota byly provedeny stoupavé lety s nastavením vertikální rychlosti 100 ft/min, pro hmotnosti 1. a 3.
- S využitím manuálního řízení byly provedeny lety na rychlosti pro maximálním vertikální rychlost stoupání (V_Y), pro hmotnosti 1. a 3.

Z grafu níže (Graf 4-1) je patrné, že čím nižší výšku má letoun, tím má možnost využití většího rozsahu podélných sklonů a obdobně tomu je při nižší hmotnosti letounu. Je žádoucí, aby nouzový postup byl co nejstručnější, proto je vhodné stanovit jednu hodnotu (v některých případech dvě) podélného sklonu pro případ stoupání v dané hmotnostní konfiguraci. Proto by se z grafu dalo usoudit, že by stačilo provádět měření pouze na maximální hmotnosti a v nejvyšší použitelné výšce.

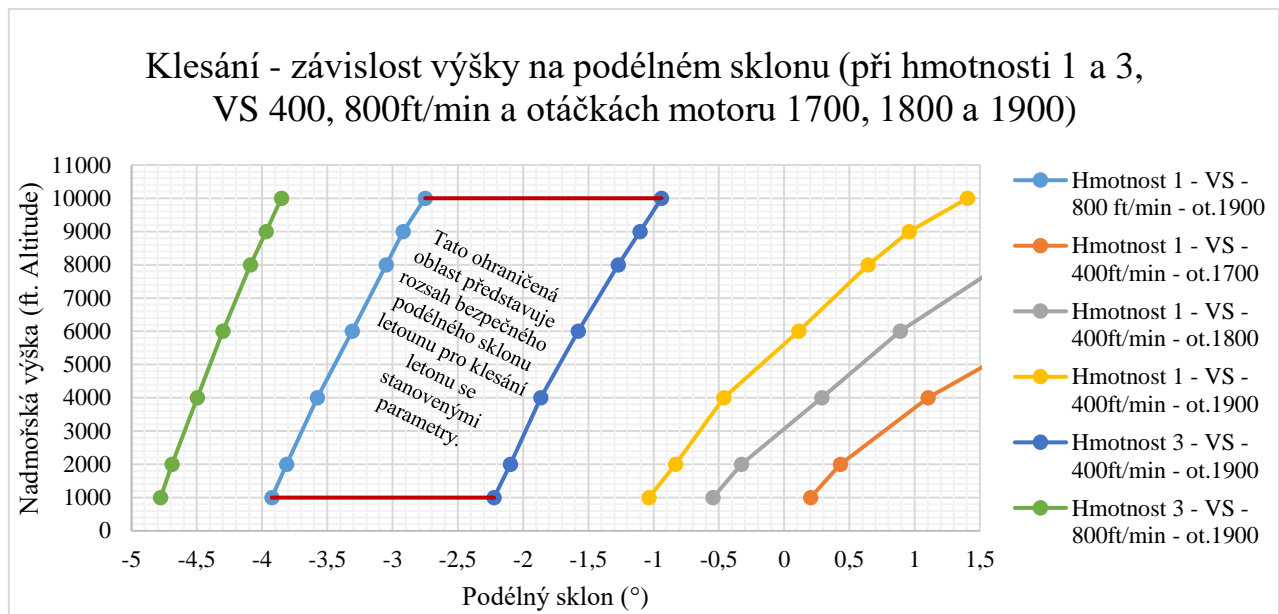


Graf 4-1 Stoupání s využitím autopilota a manuální na rychlosti Vy

4.3 Klesání

Stanovení optimálního režimu klesání je o něco složitější oproti režimu stoupání. V případě režimu stoupání bylo stanoveno nastavení maximálního výkonu, což povoluje příručka zkoumaného letounu. Letová příručka nestanovuje nastavení plynu pro klesání (u zkoumaného letounu, u jiných typů to může být stanoveno), proto je vhodné mít praktické letové zkušenosti s daným typem a na jejich základě stanovit rozsah otáček (s ohledem na riziko podchlazení motoru). Celé měření probíhalo s využitím autopilota a manuálně byly udržovány otáčky motoru. Postupy byly testovány pro hmotnosti 1. a 3., s nastavenou vertikální rychlostí 400 a 800 ft/min a otáčky motoru 1600, 1700, 1800 a 1900 ot/min. [5]

Graf 4-2 obsahuje ohraničenou oblast (vrchní a spodní část je ohraničena červenými čarami, levá světle modrá strana představuje klesavý let daného letounu při hmotnosti 1., vertikální rychlosti klesání 800 ft/min a nastavení otáček motoru 1900 ot/min, pravá tmavě modrá část představuje klesavý let daného letounu při hmotnosti 3., vertikální rychlosti klesání 400 ft/min a nastavení otáček motoru 1900 ot/min, která představuje rozsah možného nastavení podélné sklonu během klesání (při nastavení otáček 1900 ot/min) pro celý rozsah zvolených hmotností.

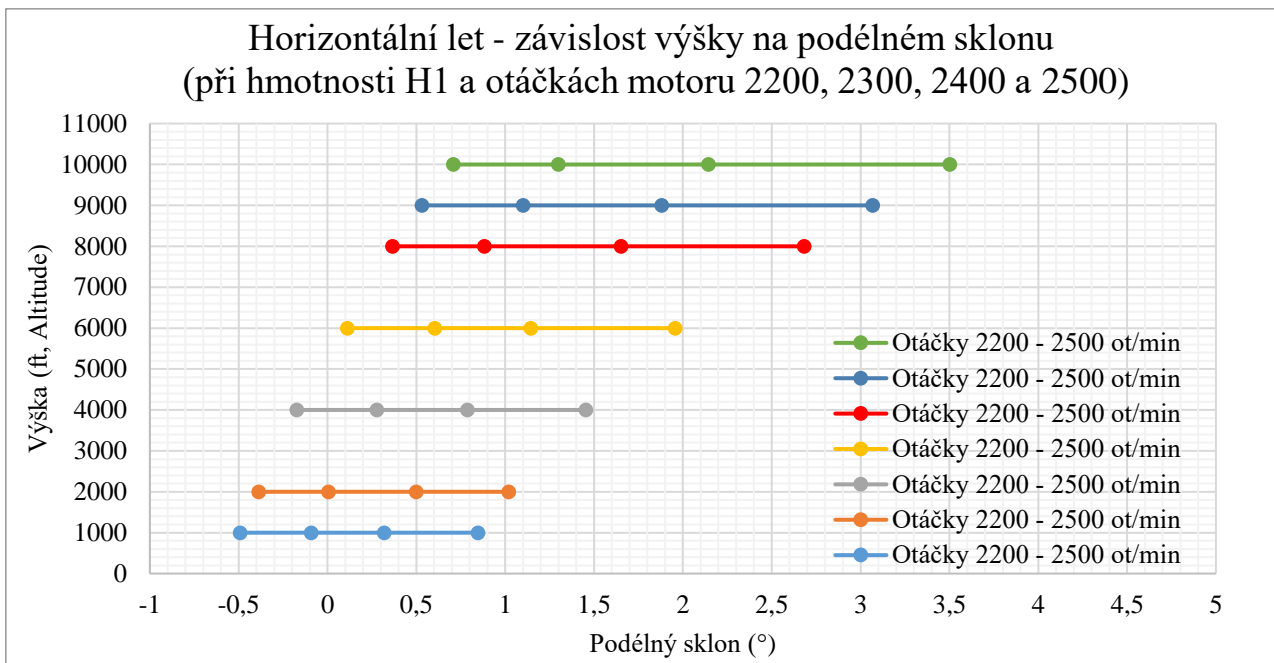


Graf 4-2 Klesání s využitím autopilota

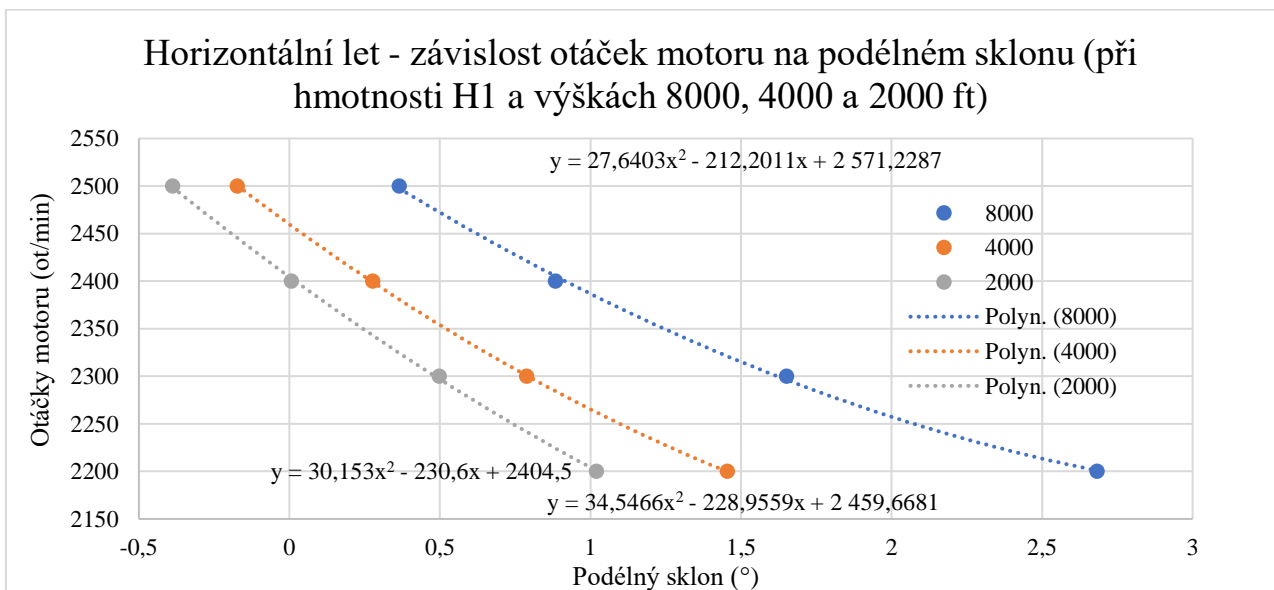
4.4 Horizontální let

Určení režimu horizontálního letu je v porovnání se stoupavým a klesavým letem nejsložitější. Při režimu stoupání a klesání je možné určit jisté rozmezí podélného sklonu letounu (a nastavení výkonu motoru) pro udržení zvoleného režimu letu. Při horizontálním letu se předpokládá nulová vertikální rychlost letounu. Z toho důvodu je nezbytné určit přesně danou hodnotu podélného sklonu a nastavení otáček motoru.

Graf 4-3 obsahuje rozsahy využitelných podélných sklonů v různých výškách s letounem na hmotnosti 1. Pro určení otáček motoru k adekvátnímu podélnému sklonu pro horizontální let byl vytvořen graf (Graf 4-4) závislosti otáček a podélného sklonu. Každý bod v grafu představuje závislost otáček motoru na podélném sklonu pro vybrané výšky. Těmito body jsou proloženy polynomy, díky kterým je možné dopočítat nastavení otáček motoru k vybraným podélným sklonům. (Tabulka 4-1)



Graf 4-3 Horizontální let (Hmotnost 1)



Graf 4-4 Horizontální let (závislost otáček motoru na podélném sklonu)

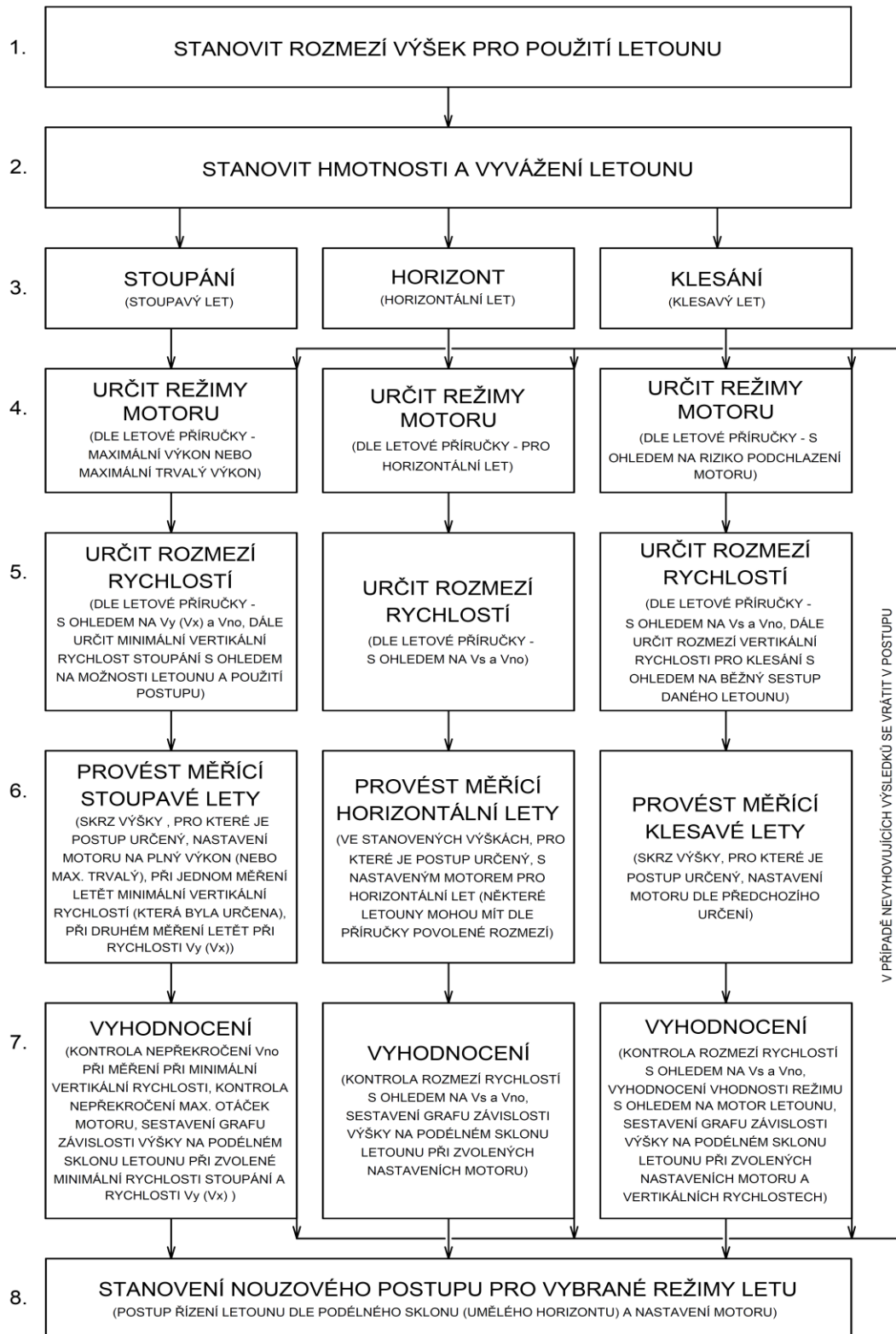
Horizontální let, Hmotnost H1				
Č.	Výška	Polynom	Zvolený podélný s.	Vypočítané otáčky mot.
1.	8000 ft	$y = 27,6403x^2 - 212,2011x + 2\,571,2287$	1°	2386,7 ot/min
2.	4000 ft	$y = 34,5466x^2 - 228,9559x + 2\,459,6681$	0°	2459,7 ot/min
3.	2000 ft	$y = 30,153x^2 - 230,6x + 2404,5$	0°	2404,5 ot/min

Tabulka 4-1 Vypočet otáček pro zvolené podélné sklony letounu (Hmotnost 1)

Shrnutí pro tuto práci: Díky zkušenostem získaným během měření na simulátoru je možné vytvořit metodiku (soubor pokynů) pro sestavení nouzového postupu pro letouny ve všeobecném letectví pro všechny základní režimy letu (stoupavý let, klesavý let a horizontální let).

4.5 Pokyny pro sestavení nouzového postupu


Následující vývojový graf (Graf 4-5) shrnuje postupné fáze vedoucí k sestavení nouzového postupu téměř pro jakýkoliv letoun. Tento vývojový graf vznikl na základě zkušeností s měřením na simulátoru.



Graf 4-5 Grafické znázornění pokynů pro sestavení nouzového postupu

4.6 Vizualizace nouzového postupu a implementace do letové příručky

Základním informačním pramenem o letounu je pro pilota letová příručka. Ta je rozdělena do několika kapitol. Prakticky každá letová příručka letounu obsahuje kapitolu s názvem Nouzové postupy, kde jsou uvedeny úkony, které má pilot vykonat při určitých nestandardních situacích např. vysazení motoru. [5, 14] Do této kapitoly se nejvíce hodí implementovat nouzový postup pro případ nesprávné funkce aerometrických přístrojů (především rychloměru). Velmi důležité je postup v příručce jednoznačně popsat a nejlépe shrnout do přehledné tabulky. Dále je vhodné sestavit tři menší tabulky pro základní tři letové režimy, které by mohly být umístěny na palubní desce (Tabulka 4-2 znázorňuje možné provedení tabulky na palubní desku pro maximální vzletovou hmotnost). Umístění na palubní desce je velice výhodné v případě, kdy nastane nouzová situace (aerometrické přístroje nefungují správně) a pilot nemusí odvracet svou pozornost od řízení letounu listováním v letové příručce. Hodnoty uvedené v tabulce níže (Tabulka 4-2) jsou výsledkem měření s letounem Cessna 172SP na simulátoru X-Plane (simulátor X-Plane, od společnosti Laminar Research, verze 11.0.41.0, model Cessna_172SP_G1000, od společnosti Laminar Research).

Squawk 7700			MSA - 20 °C		MSA		MSA + 20 °C	
Palivo	Osoby	REŽIMY	P.S. (°)	V. (o/m)	P.S. (°)	V. (o/m)	P.S. (°)	V. (o/m)
½ - PŮL AVGAS		STOUPÁNÍ	5	Plný	5	Plný	5	Plný
		H. 8000 ft	1	2310	1	2390	1	2480
		H. 4000 ft	1	2200	0	2460	1	2350
		KLESÁNÍ	-2,5	1900	-2,5	1900	-2,5	1900

Tabulka 4-2 Nouzový postup na palubní desku (hmotnost 1)

Shrnutí pro tuto práci: Letová příručka je pro pilota zásadní informační zdroj o letounu. Do této příručky je vhodné implementovat detailní nouzový postup. Pro rychlé použití nouzového postupu za letu je možné umístění menších tabulek na palubní desku letounu, nejlépe do zorného pole pilota

4.7 Nouzový postup pro letoun Cessna 172SP

Pro ověření reálných možností sestavení a použití nouzového postupu bylo nutné provést validační experiment. Pro experiment byl vybrán letoun Cessna 172SP, jak bylo předpokládáno. Tento výběr ulehčil proces sestavování nouzového postupu, protože velká část kroků již byla zhotovena před měřením na simulátoru. Sestavování nouzového postupu je vázáno na kroky definované v podkapitole 4.5.

Stanovení rozmezí výšek pro použití letounu – Daný letoun má v letové příručce v kapitole Výkony definované režimy pro horizontální let ve výškách 2000 – 12000 ft. Z praktického hlediska při sestavování tohoto postupu pro letoun, který létá převážně nad územím České republiky, je vhodné ho adekvátně přizpůsobit s ohledem na překážky v ČR na výšky 4000 a 8000 ft. [5, 15]

Stanovení hmotnosti a vyvážení – během měřících letů byl na palubě pilot a technik, na zadním sedadle byl batoh a v nákladovém prostoru byla dokumentace k letounu. Hmotnost a vyvážení je vypočítané dle letové příručky. Před měřením byla celková hmotnost letounu přibližně 2123 a po měření 2052 lbs. [5]

Stanovení letových režimů – Stoupání, horizont a klesání.

Určení režimů motoru – Stoupání (plný výkon), horizont (2200, 2300, 2400 a 2500 ot/min) a klesání (1900 ot/min). [5]

Určení rozmezí rychlostí – Stoupání (V_Y 73 kts CAS (průměr dle letové příručky) – 110 kts CAS a minimální stoupání 200 ft/min), horizont (75 kts – 120 kts CAS), klesání (75 kts – 110 kts CAS, vertikální rychlost 400 – 800 ft/min). [5]

Provedení měřicích letů – vybraný letoun je vybaven avionikou Garmin G1000, která slouží i jako zapisovač letových dat. Z toho důvodu nebylo nutné instalovat do letounu další záznamové zařízení. Dále je letoun vybaven autopilotem Bendix King KAP 140, který byl využit při měření a tím snížil pracovní zatížení pilota. [5] Vzhledem k časové a finanční náročnosti měření byla pro demonstraci možností sestavení a použití nouzového postupu vybrána výška 4000 ft. Měření stoupání a klesání probíhalo pilovým letem ve výškách mezi 3000 až 5000 ft. Celkem bylo měřeno šest stoupavých letů (na rychlosti V_Y a při vertikální rychlosti 400 ft/min, nejdříve testováno na 200 ft/min), šest klesavých letů (s vertikální rychlostí nastavenou na autopilotovi 400 a 800 ft/min) a horizontální let (šestkrát s každým nastavením otáček).

Vyhodnocení – provádí se pro každý letový režim zvlášť. Zvolené letové režimy se ukázaly jako vhodné. Vyhodnocení bylo obdobné jako v podkapitolách 4.2, 4.3 a 4.4.

Stanovení nouzového postupu pro vybrané režimy lety – stanovuje tabulka níže s ohledem na naměřené hodnoty (Tabulka 4-3). Poslední sloupec vyjadřuje počet letů v daném režimu pro validační experiment.

Letový režim	Sledovaná výška (ft)	Výkon motoru	Pod. sklon (°)	Opakování
1. Stoupání	4000	Plný výkon	5°	3x
2. Stoupání	4000	Plný výkon	10°	3x
1. Klesání	4000	1900 ot/min	-1,25°	3x
2. Klesání	4000	1900 ot/min	0°	3x
1. Horizont	4000	2450 ot/min	1,25°	3x
2. Horizont	4000	2230 ot/min	2,5°	3x

Tabulka 4-3 Nastavení parametrů letu (nouzový postup)

4.8 Validační experiment

Účelem validačního experimentu je praktické ověření možností využití nouzového postupu pro řízení letounu. Celý validační experiment probíhal bez použití autopilota a pilot letounu měl zakrytý rychloměr a výškoměr. Dodržování bezpečných mezí rychlosti a výšky monitoroval technik sedící na pravém sedadle (na 2. PFD). Měření režimu stoupání a klesání probíhalo pilovými lety, technik hlásil pilotovi výšky 3000 ft před zahájením režimu stoupání a 5000 ft před zahájením režimu klesání. Hmotnost a vyvážení byla téměř totožná jako při sestavování nouzového postupu (podkapitola 4.7). Tabulka 4-3 shrnuje nastavení letových režimů pro validační experiment.

Stoupání – hlavní informace, které pilot používal pro řízení letounu byly předem stanovené hodnoty výkonu motoru a podélných sklonů. Pro vyhodnocení byly brány úseky přibližně 3900 až 4100 ft, protože se dá předpokládat, že v tomto rozmezí byl letoun v ustálených režimech a měření by nemělo být ovlivněno přechodovými fázemi mezi stoupáním a klesáním (v 3000 a 5000 ft). Z tabulky níže (Tabulka 4-4) vyplývá vhodnost obou stanovených režimů i možnost využití režimu v praxi, kdy pilot nemá informace o rychlosti.

Klesání – obdobně jako režim stoupání se testoval režim klesání.

Horizont – každý úsek testování trval přibližně dvě minuty (tento čas hlásil technik během letu pilotovi) po uplynutí zmíněného času pilot změnil nastavení otáček a snažil se udržovat příslušný podélný sklon.

Číslo Nastavení	Sledovaná výška (ft), (přibližně)	CAS (kt) (průměrná)	Pod. sklon (°) (průměrný)	Vertikální rychlost (ft/min)(prům.)
1. Plný výkon / 5°	3900 - 4100	101,9	4,94	437,1
2. Plný výkon / 5°	3900 - 4100	100,1	5,08	472,9
3. Plný výkon / 5°	3900 - 4100	101,5	5,04	525,1
Poznámka: Rychlosti splňují stanovené limity, režim je vhodný.				
1. Plný výkon / 10°	3900 - 4100	76,4	9,94	643,6
2. Plný výkon / 10°	3900 - 4100	78,0	10,30	841,1
3. Plný výkon / 10°	3900 - 4100	76,1	10,1	403,0
Poznámka: Rychlosti splňují stanovené limity, režim je vhodný.				

Tabulka 4-4 Stoupání při nastavení podélného sklonu 5° a 10°

Číslo Nastavení	Sledovaná výška (ft), (přibližně)	CAS (kt) (prům.)	Pod. sklon (°) (prům.)	Vertikální rychlost (ft/min) (prům.)	Průměrné otáčky (ot/min)
1. 1900 ot/min / -1,25°	4100 - 3900	97,2	-1,04	-539,9	1884
2. 1900 ot/min / -1,25°	4100 - 3900	97,4	-1,22	-355,6	1887
3. 1900 ot/min / -1,25°	4100 - 3900	97,7	-1,10	-625,3	1889
Poznámka: Rychlosti splňují stanovené limity, režim je vhodný.					
1. 1900 ot/min / 0°	4100 - 3900	95,2	-0,29	-394,9	1899
2. 1900 ot/min / 0°	4100 - 3900	93,6	-0,64	-551,5	1903
3. 1900 ot/min / 0°	4100 - 3900	93,6	-0,37	-620,7	1875
Poznámka: Rychlosti splňují stanovené limity, režim je vhodný.					

Tabulka 4-5 Klesání při nastavení podélného sklonu -1,25° a 0°

Číslo Nastavení	Sledovaná výška (ft)	CAS (kt) (prům.)	Pod. sklon (°) (prům.)	Vertikální rychlost (ft/min) (prům.)	Průměrné otáčky (ot/min)
1. 2450 ot/min / 1,25°	4000	107,8	1,54	-38,8	2437
2. 2450 ot/min / 1,25°	4000	107,8	1,61	34,2	2451
3. 2450 ot/min / 1,25°	4000	108,1	1,51	-22,1	2453
Poznámka: Rychlosti splňují stanovené limity, režim je vhodný.					
1. 2230 ot/min / 2,5°	4000	95,1	2,56	4,4	2228
2. 2230 ot/min / 2,5°	4000	94,6	2,72	73,9	2224
3. 2230 ot/min / 2,5°	4000	96,0	2,41	23,0	2221
Poznámka: Rychlosti splňují stanovené limity, režim je vhodný.					

Tabulka 4-6 Horizontální let při nastavení podélného sklonu 1,25° a 2,5°

Shrnutí pro tuto práci: Validací experiment potvrdil možnost úspěšného využití nouzového postupu během letu. Tím se také potvrdila možnost aplikace kroků (Graf 4-5) vedoucím k jeho sestavení.

4.9 Rozbor hranic použití postupu

Celý postup je navržen pro situace, kdy není možné použít aerometrické přístroje nebo existují pochybnosti o správnosti informací poskytovaných těmito přístroji (především rychloměru). Dále je potřebné rozebrat hranice použití tohoto postupu. Z pohledu meteorologických podmínek mohou negativně ovlivnit možnosti využití vertikální pohyby vzduchu v troposféře. Především termická aktivita při instabilním zvrstvení troposféry může ztěžovat pilotovi schopnost udržet předepsaný podélný sklon letounu. Dalším meteorologickým rizikem pro využití postupu může být námraza. Ta ovlivňuje letové vlastnosti i letové výkony (v některých případech i výkon motoru). [4, 16] Využitelnost postupu v pohledu lidské výkonnosti ve velké míře záleží na tom, jak je pilot vycvičený a kolik má zkušeností. Pilot vycvičený pro lety v podmínkách IMC (výcvik pro létání dle pravidel IFR) by měl být schopen bez větších obtíží využít nouzový postup v podmínkách VMC i IMC (i v kombinaci s nočními podmínkami). Letové charakteristiky letounu mohou ovlivnit možnosti sestavení a použití postupu v praxi. V této práci byl postup úspěšně sestaven a v praxi využit pro letoun Cessna 172SP, který se vyznačuje velkou stabilitou v porovnání s ostatními letouny v této kategorii. Přesnost veličin používaných při aplikaci nouzového postupu je dána technickými normami. Vzhledem k faktu, že měření i validační experiment probíhal s využitím avioniky Garmin G1000 je vhodné rozebrat přesnost s jakou zobrazuje podélný sklon letounu a otáčky motoru. Pro určování podélného sklonu letounu využívá zmíněná avionika přídavné zařízení GRS 77 AHRS. [17] Toto zařízení dokáže určovat podélný sklon s přesností $\pm 1.25^\circ$, což splňuje požadavky normy SAE AS 8001, podle které je certifikované. [19] Motorové senzory jsou připojeny na zařízení GEA 71 (včetně senzoru otáček). [18] Otáčkoměr splňuje požadavky normy SAE AS 404C, která uvádí přesnost ± 25 otáček za minutu (v rozsahu 600 – 2800 otáček za minutu). [20] Vzhledem k vyhovujícím výsledkům validačního experimentu se dá tato přesnost považovat za dostatečnou pro řízení letounu podle nouzového postupu.

Shrnutí pro tuto práci: Z pohledu meteorologických rizik může nejvíce negativně ovlivnit možnosti použití postupu vertikální pohyb vzduchu v troposféře a let v podmínkách tvoření námrazy. Z pohledu lidské výkonnosti ve velké míře závisí možnost využití postupu na vycvičenosti pilota a jeho zkušenostech. Kladně ovlivní možnosti použití postupu, pokud má pilot kvalifikaci pro létání v podmínkách IMC. Z pohledu letových charakteristik letounu se dá předpokládat snazší sestavení a aplikování postupu v praxi u letounů s vyšší mírou stability. Přesnost zobrazených veličin, podle kterých se řídí letoun v případě aplikace nouzového postupu, byla v případě validačního experimentu shledána jako dostatečná pro bezpečné pokračování v letu.

5 ANALÝZY BEZPEČNOSTI A SPOLEHLIVOSTI

Tato kapitola prezentuje možnosti využití výsledků výzkumu této práce v hodnocení analýz bezpečnosti a spolehlivosti letadlové techniky. Důraz je přitom kladen na zhodnocení kritičnosti ztráty informací od primárních letových přístrojů. Analýzy by mohly být vztaženy prakticky k jakémukoliv letounu, pro který by byl sestaven a otestován nouzový postup navržený v této práci. Rozsah analýzy pokrývá lety v podmínkách IMC za pravidel IFR, protože jsou nejvíce kritické. Pro analýzu byl zvolen letoun Cessna 172SP.

Funkce	Klasifikace			Fáze letu	Podmínky letu	Poznámky
	Úplná ztráta funkce	Ztráta primárních prostředků k zajištění f.	Zavádějící a chybné funkce bez			
Zobrazení výšky	Hazardous (Catastrophic)	Major	Hazardous (Catastrophic)	ICL ENR MNV APR	IMC (IFR)	V podmínkách IMC pilot nemá možnost odhadnout svoji výšku pohledem ven z kabiny letounu. Svou výšku může pouze odhadovat na základě poslední reálné hodnoty na výškoměru (pokud se tento okamžik dá při daném letu určit). V případě funkčního encodéru výšky pro odpovídač sekundárního radaru, by pilot mohl zjistit svou výšku (tlakovou) dotazem na řídicího letového provozu, nicméně v případě např. poruchy vedení statického tlaku by dostal také klamnou informaci.
	Poznámka: žluté řádky tabulky značí možnou změnu hodnocení kritičnosti dané funkce s využitím nouzového postupu navrženého v této práci (bílé řádky obsahují běžně používané hodnocení dané funkce). V případě hodnocení kritičnosti funkce zobrazení výšky může využití nouzového postupu změnit hodnocení kritičnosti pro fázi letu v cestovní hladině (ENR).					
	Major	Minor	Major	ENR	IMC (IFR)	V podmínkách IMC, kdy si pilot není jistý informacemi udávanými výškoměrem (výškoměry) může využít nouzový postup, kdy v případě nastavení výkonu motoru a příslušného podélného sklonu, se letoun ustálí přibližně ve zvolené výšce. Z toho je možné vycházet pro další pokračování v letu. Nastalou situaci je vhodné konzultovat s řídicím letového provozu a žádat o vektorování mimo podmínky IMC.). V případě funkčního encodéru výšky pro odpovídač sekundárního radaru, by pilot mohl zjistit svou výšku (tlakovou) dotazem na řídicího letového provozu, nicméně v případě např. poruchy vedení statického tlaku by dostal také klamnou informaci.
Zobrazení rychlosti (vzdušné)	Hazardous	Minor	Hazardous (Major)	TOF ICL ENR MNV APR LDG	IMC (IFR)	V podmínkách IMC, je řízení letounu o dost složitější než ve VMC, pilot dál řídí letoun a soustředí se na umělý horizont, požádá řídicího letového provozu o vektorování mimo podmínky IMC. Pilotovi hrozí riziko podlehnouti iluzím v podmínkách IMC, proto obecné pravidlo pro létání v IMC zní, důvěřovat přístrojům, nicméně pokud neposkytnou danou informaci nebo poskytují klamnou informaci může to mít fatální důsledky.
	Poznámka: žluté řádky tabulky značí možnou změnu hodnocení kritičnosti dané funkce s využitím nouzového postupu navrženého v této práci (bílé řádky obsahují běžně používané hodnocení dané funkce)					
	Major	Minor	Major	TOF ICL ENR MNV APR LDG	IMC (IFR)	V podmínkách IMC, kdy si pilot není jistý informacemi udávanými rychloměrem (rychloměry), může využít nouzový postup, kdy v případě nastavení výkonu motoru a příslušného podélného sklonu, letoun poletí rychlostí ve stanovených mezích. Z toho je možné vycházet pro další pokračování v letu a vyhodnocení, zda rychloměr (rychloměry) fungují správně.

Tabulka 5-1 Analýza FHA

Tabulka 5-1 byla sestavena autorem práce s přihlédnutím k několika dokumentům [5, 7, 8, 21, 22] a s ohledem na vlastní zkušenosti, které získal při vytváření analýz spolehlivosti leteckým firmám, která spolupracují s Leteckým ústavem. Vzhledem k rozsahu této práce není hodnocena kritičnost funkce zobrazení vertikální rychlosti.

Shrnutí pro tuto práci: Vzhledem k výsledkům z validačního experimentu, které potvrdily použitelnost nouzového postupu v praxi, je možné změnit přístup v hodnocení kritičnosti funkcí, které poskytují aerometrické přístroje při vytváření analýzy FHA. Obdobné změny, které jsou demonstrovány v analýze FHA mohou být aplikovány při hodnocení poruchových stavů prvků (které se podílí na zajištění funkce zobrazení informace o výšce, rychlosti a vertikální rychlosti) v analýze FMEA.

6 VÝSLEDKY DIZERTAČNÍ PRÁCE

Hlavní výsledky dizertační práce se dají rozdělit na tři základní pilíře.

1. Experimenty v aerodynamickém tunelu zkoumaly závislosti měření vzdušné rychlosti na parametrech Pitotovy trubice. Hlavním zkoumaným parametrem byl poměr vstupního a drenážního otvoru trubice. Měření prokázalo závislost tohoto parametru při měření vzdušné rychlosti (podkapitola 2.2). Dále bylo realizováno měření v reálných podmínkách, kdy na střeše automobilu byly zafixovány dvě Pitotovy trubice (třetí trubice byla referenční) o různých poměrech (drenážního a vstupního otvoru) a byla vkládána mechanická blokáce do vstupních otvorů těchto trubice (podkapitola 2.3). Toto měření také potvrdilo závislost měření vzdušné rychlosti pomocí Pitotovy trubice na poměru vstupního a drenážního otvoru. Výsledky výzkumu budou využity v praxi pro rozpoznání vzniku poruchového stavu, kdy dochází k postupnému nebo kompletnímu zablokování Pitotovy trubice. Tyto poruchové stavy jsou obvykle složitě rozpoznatelné a v minulosti vedly k několika katastrofickým událostem.
2. Rozpoznání vzniku poruchového stavu, kdy přístroje indikují klamnou informaci je první předpoklad pro bezpečné pokračování v letu. Dále je třeba se zabývat možnostmi dalšího pokračování letu bez informací od aerometrických přístrojů. Na tuto oblast byl proveden výzkum možností řízení letounu, dle informací o podélném sklonu a výkonu motoru. První výzkum probíhal na simulátoru X-PLANE s letounem typu Cessna 172SP (uvedeno v podkapitolách 4.2, 4.3 a 4.4). Experimenty potvrdily tuto možnost a stanovily jisté rozsahy pro sledované parametry (podélný sklon letounu a výkon motoru). Na základě měření na simulátoru byly sestaveny pokyny pro sestavení nouzového postupu (podkapitola 4.5). Nouzový postup stanovuje, jaké hodnoty podélného sklonu a nastavení výkonu motoru má pilot udržovat v případě poruchy indikace aerometrických přístrojů. Podle pokynů definovaných v podkapitole 4.5 se dá předpokládat možnost sestavení nouzového postupu pro téměř jakýkoliv letoun. Možnost využití těchto pokynů byla ověřena v praxi při sestavování nouzového postupu pro reálný letoun Cessna 172SP (podkapitola 4.7). Výsledky byly ověřeny validačním experimentem, který prokázal možnost využití nouzového postupu v praxi, kdy pilot řídil letoun pouze na základě informací od umělého horizontu a otáčkoměrů (podkapitola 4.8). Výsledky z těchto na sebe navazujících experimentů dávají nové možnosti řízení letounu, výrobcům dávají možnost definovat obdobný nouzový postup do letových příruček a letecké školy mohou využít tento konkrétní postup při nácviku nouzového postupu již v základním pilotním výcviku pro získání kvalifikace PPL(A).
3. Stanovením nových možností rozpoznání poruchového stavu indikace rychlosti letounu a následným stanovením možností bezpečného pokračování letu prostřednictvím aplikace nouzového postupu se naskýtají možnosti zněny hodnocení kritičnosti při vytváření analýz spolehlivosti a bezpečnosti. Změny v hodnocení při vytváření analýzy FHA jsou demonstrovány v kapitole 5.

7 ZÁVĚR

Dizertační práce se zabývá mechanismy, které svým charakterem mají potenciál snižovat riziko vzniku letecké nehody. Problematika řešená v této práci byla po nehodě letounu Airbus A330-203 častým tématem v letecké komunitě. [23] Tato nehoda poukázala na jisté nedostatky z hlediska konstrukčního i lidského činitele. Nedávná nehoda letounu Antonov AN-148-100 do jisté míry dokazuje aktuálnost tématu této práce a potřebu zabývat se výzkumem v této oblasti. [24] Je možná až překvapující, jak velké problémy může způsobit klamná indikace od některých přístrojů, ať už ve velkém dopravním nebo v malém sportovním letounu.

Experimentálně byly vyzkoumány závislosti měření vzdušné rychlosti na parametrech Pitotovy trubice. Díky těmto novým poznatkům bude možné navrhnout systém včasného varování pilota před rizikem klamné indikace vzdušné rychlosti. S využitím leteckého simulátoru byly stanoveny nové pokyny, které přesně popisují jednotlivé kroky k sestavení nouzového postupu. Nouzový postup je navržen pro situace, kdy není možné použít aerometrické přístroje nebo existují pochybnosti o správnosti informací poskytovaných těmito přístroji (především rychloměru). Použitelnost nouzového postupu byla ověřena validačním experimentem. Výsledky validačního experimentu byly uspokojivé, je ale důležité zmínit, že během experimentu řídil letoun pilot s kvalifikací obchodního pilota a doložkou pro lety podle přístrojů. Proto je nezbytné provést ještě další experimenty s více piloty s různým stupněm vycvičení. V neposlední řadě jsou v práci navrženy změny pro hodnocení analýz bezpečnosti a spolehlivosti. Jedná se především o změny v kritičnosti při hodnocení funkcí, které jsou vázány na aerometrické přístroje. Výsledky této práce mohou vstoupit i do další analýzy, která hodnotí ztrátu jednotlivých prvků, které zajišťují zmíněné funkce. Aplikace těchto změn bude možná po širším ověření možností rozpoznání klamné indikace aerometrických přístrojů a řízení letounu pomocí nouzového postupu.

Práce přináší nové možnosti řešení problémů, které i v současné době představují nemalá rizika pro letecký provoz. Některé výsledky práce budou snadno aplikovatelné v praxi, jiné výsledky je třeba podrobit dalšímu zkoumání a ověřování. Letectví je konzervativní obor a zavádění nových postupů a systémů je složitější oproti jiným oborům.

SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- | | |
|------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| [1] | ČIŽMÁR, Jan a Miroslav TRUBAČ. <i>Přístrojové vybavení (022)</i> . Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4445-1. |
| [2] | <i>INSTRUMENTATION: ATPL GROUND TRAINING SERIES</i> . CAE Oxford Aviation Academy, 2020. ISBN 978-1-90620-268-2. |
| [3] | SKLENÁŘ, Filip a MATĚJŮ, Jiří. <i>Indicated Airspeed Error Due to Gradual Blocking of Pitot Tube With Drain Hole</i> . <i>Aviation</i> . Vilnius: Vilnius Gediminas Technical University, , 11. ISSN 1648-7788.
(Článek byl přijat k publikování 14. 4. 2021 s označením TAVI-2021-0026.R1) |
| [4] | <i>Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge</i> [online]. USA: Federal Aviation Administration, 2016 [cit. 2021-10-06]. ISBN FAA-H-8083-25B. Dostupné z: https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak/media/pilot_handbook.pdf |
| [5] | <i>Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual: SkyHawk SP, Model 172S NAV III</i> . 172SPHAUS-04. 1. Winchita, Kansas USA: Cessna Aircraft Company, ©2005. |
| [6] | <i>L 8168/I PROVOZ LETADEL – LETOVÉ POSTUPY: LETECKÝ PŘEDPIS</i> . In: . Praha: MINISTERSTVO DOPRAVY ČESKÉ REPUBLIKY, 127/2018-220-LPR/3. Dostupné také z: https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm |
| [7] | <i>L2 - PRAVIDLA LÉTÁNÍ: LETECKÝ PŘEDPIS</i> . In: . Praha: MINISTERSTVO DOPRAVY ČESKÉ REPUBLIKY, 2014, 153/2014-220. Dostupné také z: https://aim.rlp.cz/predpisy/predpisy/index.htm |
| [8] | ADVISORY CIRCULAR AC 23.1309-1C. <i>Equipment, Systems, and Installations in Part 23 Airplanes</i> . 1rd ed. Washington D.C.,: Federal Aviation Administration, 1999. |
| [9] | DANĚK, Vladimír. <i>Mechanika letu</i> . Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2009. ISBN 978-807-2046-591. |
| [10] | AOA, Pitot, Static Plumbing Kit Installation Guide. In: <i>Document 102708-000, Revision A</i> . Dynon Avionics, 2015. Dostupné také z: https://dynonavionics.com/includes/guides/AOA_Pitot_Static_Plumbing_Kit_Installation_Guide_Rev_A.pdf |
| [11] | Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes CS-23. In: <i>Annex to ED Decision 2017/013/R</i> . Kolín nad Rýnem: EASA, 2017, ročník 2017, číslo 5. Dostupné také z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%205.pdf |
| [12] | ISO 2533:1975. <i>Standard Atmosphere</i> . 1. Ženeva: International Organization for Standardization, 1975. |
| [13] | <i>Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Material (GM) to Annex IV – Part-CAT: Consolidated version including Issue 2, Amendment 5 I</i> . EASA, 2016. |
| [14] | Letová příručka: Typ letounu Z43. In: 2867/997/9/Vy. MORAVAN - AEROPLANES, 1991. Dostupné také z: http://www.bemoair.com/oldpages/provoz/letova%20prirucka%20Z%2043.pdf |
| [15] | <i>Letecká mapa ICAO: 1:500 000</i> . Praha: Ministerstvo obrany České republiky, Geografická služba Armády České republiky, 2017. |

-
- [16] KRÁČMAR, Jan. *Meteorologie (050 00)*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. Učební texty pro teoretickou přípravu dopravních pilotů dle předpisu JAR-FCL 1. ISBN 80-720-4447-8.
-
- [17] GARMIN: *Installation Manual GRS 77/GMU 44*. 2010. USA, 2010. Dostupné také z: https://static.garmin.com/pumac/778_InstallationManual.pdf
-
- [18] GARMIN: *GEA 71 Installation Manual*. USA, 2010. Dostupné také z: https://static.garmin.com/pumac/GEA71_InstallationManual.pdf
-
- [19] SAE AS 8001. *Minimum Performance Standard For Bank And Pitch Instruments*. 3rd ed. USA: SAE, 2008.
-
- [20] SAE AS 404C. *Electric Tachometer: Magnetic Drag (Indicator & Generator)*. 4rd ed. USA: SAE, 2008.
-
- [21] ARP4761. *Aerospace Recommended Practise: Guidelines And Methods For Conducting The Safety Assessment Process On Civil Airborne Systems And Equipment*. 1. Warrendale: SAE, 1996.
-
- [22] *PHASE OF FLIGHT: DEFINITIONS AND USAGE NOTES*. In: . ICAO/CAST, 2013. Dostupné také z: <http://www.intlaviationstandards.org/Documents/PhaseofFlightDefinitions.pdf>
-
- [23] *Final Report: Air France flight AF 447 Rio de Janeiro - Paris*. In: . Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile, 2012. Dostupné také z: https://reports.aviation-safety.net/2009/20090601-0_A332_F-GZCP.pdf
-
- [24] *AVIATION SAFETY NETWORK: Antonov An-148-100B* [online]. [cit. 2021-10-11]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/database/record.php?id=20180211-0>
-
- [25] VITSAS, Panagiotis A. *Spin Reproduction, Control System Testing And Control Room Training Using X-Plane*. 2013.
-
- [26] THONG, Christopher WS. *Modeling aircraft performance and stability on x-plane*. Australian Defence Force Academy, Univ. of New South Wales, Canberra, Australia, 2010.
-
- [27] KAVIYARASU, A.; KUMAR, K. Senthil. *Simulation of Flapping-wing unmanned aerial vehicle using X-plane and Matlab/Simulink*. *Defence Science Journal*, 2014, 64.4: 327.

AUTOROVO CV

Jméno: Filip Sklenář

VZDĚLÁNÍ

2014 – nyní

Vysoké učení technické v Brně – doktorské studium

Fakulta strojního inženýrství, obor Konstrukční a procesní inženýrství

2012 – 2014

Vysoké učení technické v Brně – magisterské studium

Fakulta strojního inženýrství, obor Letecký provoz

2009 - 2012

Vysoké učení technické v Brně – bakalářské studium

Fakulta strojního inženýrství, obor Profesionální pilot

PRACOVNÍ ZKUŠENOSTI

2017 – nyní

Letecký ústav FSI VUT v Brně – technický pracovník

LETECKÉ KVALIFIKACE

CPL(A)	Obchodní pilot letounů
IR(A)	Lety podle přístrojů
FI(A)	Letový instruktor
SPL	Pilot kluzáků

ABSTRAKT

Pro řízení letounu je nezbytné mít k dispozici určité letové informace. Tyto informace jsou obvykle zobrazeny na letových přístrojích, které jsou umístěny na palubní desce letounu. V případě ztráty indikace nebo klamně indikace určitých přístrojů může být řízení letounu velice složité až nemožné. Dizertační práce se zabývá problematikou ztráty indikace informace od aerometrických přístrojů (především od rychloměru).

Práce obsahuje výzkum průběhu degradace měření celkového tlaku pomocí Pitotovy trubice. Na základě tohoto výzkumu je možné navrhnout nový systém rozpoznání zablokování Pitotovy trubice, což zvýší bezpečnost letectví. Jev, který je popsán byl zkoumán v aerodynamickém tunelu i v reálných podmínkách. Dále jsou v práci definovány pokyny pro sestavení nouzového postupu, který by pilot mohl použít v případě nastání poruchového stavu s aerometrickými přístroji. Reálné možnosti využití byly demonstrovány na letounu Cessna 172SP během validačního experimentu. Validační experiment prokázal možnosti bezpečného použití nouzového postupu během letu. Závěrečná část práce je zaměřena na zhodnocení možných změn ve vytváření analýz spolehlivosti a bezpečnosti s ohledem na aplikování nových poznatků vycházejících z této práce.

ABSTRACT

It is necessary to have certain flight information available to control the airplane. This information is usually displayed on flight instruments, which are located on the dashboard of the aircraft. In case of loss of indication or misleading indication of certain devices, control of the aircraft can be very complicated or even impossible. The dissertation deals with the issue of loss of information indication from aerometric instruments (especially from the airspeed indicator).

The work contains research on the course of degradation of total pressure measurements using a Pitot tube. Based on this research, it is possible to design a new system for detecting blockage of the Pitot tube, which will increase aviation safety. The phenomenon described was investigated in a wind tunnel and in real conditions. Furthermore, the work defines instructions for the compilation of an emergency procedure, which the pilot could use in the event of a fault condition with aerometric instruments. The real possibilities of use were demonstrated on a Cessna 172SP aircraft during the validation experiment. The validation experiment proved the possibilities of the safe usage of the emergency procedure during flight. The final part of the work is focused on the evaluation of possible changes in the creation of reliability and safety analyzes with regard to the application of new knowledge based on this work.