



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

KONCEPČNÍ NÁVRH MODERNÍHO AVIONICKÉHO SYSTÉMU PRO LETOUN KATEGORIE EASA CS-23

MODERN AVIONICS SYSTEM ARCHITECTURE FOR EASA CS-23 AIRPLANE

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Jana Vaňousová

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Luboš Janhuba

BRNO 2018

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Studentka: **Bc. Jana Vaňoušová**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Letecký provoz
Vedoucí práce: **Ing. Luboš Janhuba**
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č. 111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Koncepční návrh moderního avionického systému pro letoun kategorie EASA CS-23

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Diplomová práce by měla připravit koncepční návrh avionického systému pro cvičný letoun kategorie EASA CS-23. Součástí bude rozbor požadavků předpisů a existujícího přístrojového vybavení. Dále bude proveden koncepční návrh avionického systému pro letoun. Koncepce návrhu by se měla zaměřit na implementaci moderních avionických a navigačních přístrojů vycházející z koncepce Glass Cockpit. V další části diplomové práce bude provedeno hodnocení bezpečnosti a spolehlivosti avionického systému dle požadavků vedoucího práce. Diplomová práce by dále měla zhodnotit potenciální ovlivnění nebo napadení avionického systému třetí osobou (System security). Analýzy budou zpracovány s ohledem na plnění požadavků současných stavebních předpisů EASA CS-23 a doporučení FAA AC 23.1309-1E.

Cíle diplomové práce:

Stručná kritická rešerše avionického vybavení a certifikační báze.
Architektura avionického systému pro letoun kategorie EASA CS-23.
Hodnocení bezpečnosti a spolehlivosti avionického systému (v dohodnutém rozsahu).
Hodnocení potenciálního ovlivnění nebo napadení avionického systému třetí osobou.

Seznam doporučené literatury:

EASA CS-23 Amdt 4. (<https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-23%20Amendment%204.pdf>)

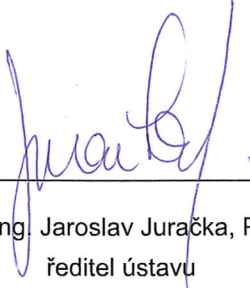
FAA AC23-1309-1E

(https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC%2023.1309-1E.pdf)

MOIR, I. a A. G. SEABRIDGE. Aircraft systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration. 3rd ed. Hoboken, NJ: Wiley, c2008. Aerospace series (Chichester (England)). ISBN 978-0-470-05996-8.

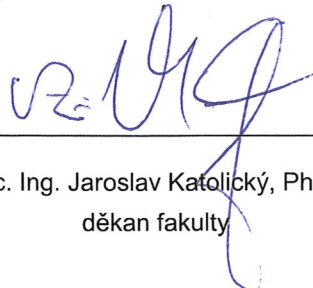
Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18.

V Brně, dne 3. 10. 2017



doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu





doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

Abstrakt

Diplomová práce se zabývá koncepčním návrhem moderního avionického systému pro letoun kategorie EASA CS-23. Práce obsahuje rozbor předpisů EASA CS-23 a EU-OPS, rozbor trhu avionických systémů pro tuto kategorii letounů a dále návrh architektury avionického systému. Bezpečnost a spolehlivost navrženého systému je zhodnocena pomocí analýzy FMEA. Hodnocení důsledků poruch je provedeno na základě doporučení poradního oběžníku AC 23.1309-1E. Závěr práce zahrnuje zhodnocení potenciálního napadení systému třetí osobou.

Klíčová slova

Glass kokpit, avionický systém, architektura, bezpečnost, spolehlivost, poruchový stav, FMEA

Abstract

This master thesis covers with the modern architecture of avionics system for EASA CS-23 AIRPL. The thesis contains EASA CS-23 and EU-OPS analysis and market analysis of avionics systems for this category of aircrafts. The thesis also includes the design of avionics system architecture and its safety and reliability assessment – used tool is Failure Mode and Effect Analysis (FMEA). At the end of the thesis there is assesment of potential attack of the avionics system by third part.

Key words

Glass Cockpit, architecture, avionics system, safety, reliability, failure, FMEA

Bibliografická citace

VAŇOUSOVÁ, J. *Koncepční návrh moderního avionického systému pro letoun kategorie EASA CS-23*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 42 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Luboš Janhuba.

Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci s názvem *Koncepční návrh moderního avionického systému pro letoun kategorie CS-23* vypracovala samostatně pod vedením vedoucího práce a s použitím literatury a pramenů uvedených v Seznamu použitých zdrojů na konci práce.

V Brně, 25. května 2018

Jana Vaňousová

Poděkování

Na tomto místě bych velmi ráda poděkovala panu Ing. Luboši Janhubovi za ochotné vedení této diplomové práce, jeho čas, trpělivost, cenné rady, připomínky a poskytnuté materiály. Dále děkuji panu Ing. Filipu Sklenářovi za jeho pomoc, čas a pozitivní přístup. A v neposlední řadě za pomoc děkuji také panu Ing. Rostislavu Košťalovi, PhD.

Na závěr bych ráda poděkovala všem, kteří přispěli k tvorbě práce ať už svými znalostmi nebo jakoukoliv jinou formou podpory.

Obsah

1 Úvod	9
2 Rozbor požadavků předpisů a existujícího přístrojového vybavení	10
2.1 Předpisy EASA CS-23 a EU-OPS	10
2.1.1 Požadavky na přístroje dle EASA-CS23 (Hlava F)	10
2.1.2 Požadavky na přístroje dle EU-OPS (Hlava K, L)	14
2.2 Rozbor současného přístrojového vybavení, volba avionického systému	18
2.2.1 Avidyne	19
2.2.2 Garmin	20
2.2.3 CMC Electronics	22
2.2.4 Volba avionického systému	23
3 Architektura avionického systému	24
3.1 Úvod.....	24
3.2 Navržený avionický systém a jeho prvky	24
3.2.1 Garmin G500 TXi (GDU 1060)	26
3.2.2 Garmin GTN 750	27
3.2.3 Garmin GEA 110.....	27
3.2.4 Garmin GI-106A	28
3.2.5 Garmin GI-106A	28
3.2.6 Garmin GMA 350	28
3.2.7 Garmin GTX 345	29
3.2.8 Bendix King KAP 140	29
3.2.9 Bendix King KN62	29
3.2.10 Garmin GSR 56	30
3.2.11 Garmin Flight Stream 210	30
3.2.12 Záložní přístroje	30
4 Analýza spolehlivosti	31
4.1 Úvod.....	31
4.2 Analýza spolehlivosti.....	32
4.2.1 Seznam a popis hodnocených prvků.	32
4.2.2 Hodnocené body předpisu.	33
4.2.3 Analýza způsobů a důsledků poruch FMEA.	34
4.2.4 Použitá zjednodušení a předpoklady analýzy spolehlivosti.	34
4.3 Shrnutí výsledků analýzy	34
5 System Security	36
5.1 Potenciálně ohrožené přístroje systému	36
5.2 Důsledek pro avionický systém.....	37
5.3 Bezpečnostní opatření avionického systému	37
6 Závěr	38

1

ÚVOD

Pojem „avionika“ souhrnně označuje přístroje, které jsou součástí palubní desky letounu. Vývoj avionických systémů se v současné době ubírá směrem tzv. koncepce Glass Cockpit, která představuje nahrazení klasických přístrojů LCD obrazovkami propojujících více funkcí. Klasické přístroje ale nejsou z palubní desky zcela odstraněny, stále plní záložní funkci. Základními prvky této koncepce jsou obrazovky PFD (*Primary Flight Display*), jež zobrazuje primární letové údaje, MFD (*Multifunction Display*), na které jsou zobrazeny pro pilota druhotné údaje jako navigační mapy s grafickým znázorněním terénu, provozu, apod., a EIS (*Engine Indication System*), která slouží jako monitorovací jednotka motoru. Hlavní myšlenkou koncepce Glass Cockpit je snížit pracovní zátěž pilota a poskytnout mu základní informace potřebné k bezpečnému provedení letu v ucelené formě, což by nebylo možné bez vysoké míry integrace systému.

Předmětem této práce je koncepční návrh avionického systému pro malý cvičný letoun kategorie EASA CS-23 a následné zhodnocení jeho spolehlivosti za použití bezpečnostní a spolehlivostní analýzy. K tomu se bude práce ubírat v jednotlivých kapitolách – nejprve bude proveden rozbor předpisů EASA CS-23 (Amendment 4) a EU-OPS pro stanovení samotných požadavků na avionický systém. Součástí první kapitoly bude dále rozbor trhu, na jehož základě bude zvolen avionický systém pro následné vytvoření architektury, se kterou se pojí tvorba blokového schématu a elektrického zapojení systému. To vše bude sloužit jako podklad k vytvoření a zhodnocení systému analýzou spolehlivosti. Hodnocení bude provedeno na základě doporučení poradního oběžníku FAA AC 23.1309-1E, který současně definuje třídu letounu – v tomto případě uvažujeme Třidu I (jednomotorový letoun s pístovým motorem a max. vzletovou hmotností 1113 kg). Analýza bude nakonec rozšířena o krátký pohled do problematiky tzv. System Security, kde bude zhodnoceno potenciální napadení avionického systému třetí osobou.

2

ROZBOR POŽADAVKŮ PŘEDPISŮ A EXISTUJÍCÍHO PŘÍSTROJOVÉHO VYBAVENÍ

2.1 Předpisy EASA CS-23, EU-OPS

Jak již bylo zmíněno v úvodu, tato práce se soustředí na kategorii letounů dle předpisu EASA CS-23 (Amendment 4), jež vydala Evropská agentura pro bezpečnost letectví. Jedná se o letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu. Jak již bylo zmíněno v úvodu, v této práci uvažovaný letoun odpovídá klasifikaci dle poradního oběžníku FAA AC 23.1309-1E Třídě I – jednomotorový letoun s pístovým motorem, s maximální vzletovou hmotností 1113 kg.

První část (resp. kniha) tohoto předpisu se zabývá požadavky na letovou způsobilost letounů. Pro tuto práci je nejdůležitější **Hlava F** – Vybavení, které je věnována následující podkapitola 2.1.1.

Předpis CS-23 ale pohlíží na letoun především z pohledu zástavby přístrojů. Aby mohl být letoun plně certifikován pro obchodní leteckou dopravu, musí vyhovovat požadavkům předpisu EU-OPS, který provozovatelům stanovuje především seznam přístrojů, jež musí být za podmínek IFR letu, v noci či s jedním pilotem na palubě. Jako EU-OPS se označuje Příloha III Nařízení Evropského parlamentu a Rady (ES) č. 1899/2006 a plně nahrazuje požadavky českého národního leteckého předpisu JAR-OPS 1. Pro tuto práci je nejdůležitější část EU-OPS 1.652 (provoz IFR) Hlavy K, L kterých se týká podkapitola 2.1.2, viz níže.

2.1.1 Požadavky na přístroje dle EASA CS-23, Hlava F [3]

První odstavec předpisu CS 23.1301 se týká funkce a zástavby vybavení, které by mělo především plnit stanovenou funkci a být označeno štítkem s uvedením identifikace, funkce či provozních omezení. Pro tuto práci je podstatná část CS 23.1303, jež stanovuje minimálně požadované letové a navigační přístroje pro letoun. Jedná se o:

- (a) Rychloměr.
- (b) Výškoměr.
- (c) Nestabilizovaný ukazatel magnetického kurzu

(f) Pokud je zastavěn ukazatel polohy (umělý horizont), nesmí být v konstrukci přístroje žádné zařízení dostupné posádce, které by umožnilo nastavení polohy u referenčního symbolu a horizontální linie ve větší míře, než je nutné pro korekci paralaxy.

Odstavec CS 23.1305 popisuje požadavky na přístroje pohonné jednotky. Pro všechny letouny platí následující požadavky na přístroje pro kontrolu chodu pohonné jednotky:

- (1) Ukazatel množství paliva pro každou palivovou nádrž zastavěný v souladu s CS 23.1337 (b)
- (2) Ukazatel tlaku oleje pro každý motor.
- (3) Ukazatel teploty oleje pro každý motor.
- (4) Zařízení měřící množství oleje pro každou olejovou nádrž, které splňuje požadavky CS 23.1337(d) – musí existovat ukazatel množství oleje v každé nádrži na zemi i za letu.

Dále letouny poháněné pístovými motory musí mít:

- (1) Ukazatel teploty vzduchu systému sání každého motoru, který je vybaven přehříváčem a má definovaná omezení teploty vzduchu, která by mohla být v důsledku přehřívání překročena.
- (2) **Ukazatel otáček** pro každý motor.
- (3) **Ukazatel teploty hlav válců** pro:
 - (i) Každý vzduchem chlazený motor s klapkami krytu motoru.
- (4) **Ukazatel tlaku paliva** pro čerpadlem plněné motory.
- (5) **Ukazatel plnicího tlaku** pro každý výškový motor a pro každý motor se stavitelnou vrtulí.

Zástavbě přístrojů se pak věnují odstavce 23.1311 až 23.1337:

CS 23.1311 Přístrojové systémy s elektronickými zobrazovacími jednotkami musí:

- (1) **Splňovat požadavky na uspořádání a viditelnost** dle CS 23.1321 – *Uspořádání a viditelnost*;
- (2) **Být snadno čitelné při všech možných způsobech osvětlení** vyskytujících se v kabině včetně přímého osvětlení slunečním svitem,
- (3) **Nebránit primárnímu zobrazení polohy, rychlosti letu, nadmořské výšky nebo parametrů pohonné jednotky** potřebných pro každého pilota, aby udržoval výkon ve stanovených mezích v každém normálním provozním režimu.
- (4) **Nebránit primárnímu zobrazení parametrů motoru** potřebných pro každého pilota, aby správně nastavil nebo sledoval parametry v provozním režimu spouštění motoru.
- (5) **Mít nezávislý ukazatel magnetického kurzu a nezávislý sekundární mechanický výškoměr, ukazatel rychlosti letu, ukazatel magnetického kurzu, ukazatel polohy nebo samostatné elektronické zobrazovací jednotky pro výškoměr, rychloměr a ukazatel polohy**, které jsou nezávislé na primárním systému elektrického napájení letounu. Tyto sekundární přístroje mohou být zastavěny na palubní desce mimo primární polohy určené CS 23.1321 (d), ale musí být umístěny tak, aby byly splněny požadavky na viditelnost pilotem dle CS 23.1321 (a)
- (6) Zahrnovat vjemové informace, které jsou ekvivalentní těm, které pilotovi poskytovaly přístroje nahrazené elektronickou zobrazovací jednotkou; a
- (7) Zahrnovat vizuální zobrazení značení přístrojů požadované CS 23.1541 až 23.1553 nebo vizuální zobrazení, které upozorní pilota na abnormální provozní hodnoty nebo přiblížení se k stanoveným hodnotám omezení pro každý parametr, který musí být zobrazován dle CS-23.

Dále ukazatele s elektronickou zobrazovací jednotkou, včetně jejich systémů a zástaveb a při uvážení ostatních systémů letounu, musí být **navrženy tak, aby jedno zobrazení informace důležité pro pokračování v bezpečném letu a přistání zůstalo zachováno pro posádku bez nutnosti okamžitého zásahu kteréhokoliv pilota pro zajištění dalšího bezpečného provozu po jakémkoliv jednotlivé poruše nebo pravděpodobné kombinaci poruch.**

CS 23.1321 Uspořádání a viditelnost – tato část je velmi důležitá pro vytvoření architektury zástavby avionického systému.

(a) Každý letový a navigační přístroj a přístroj pohonné jednotky používaný kterýmkoliv pilotem během vzletu, počátečního stoupání, konečného přiblížení a přistání musí být umístěn tak, aby kterýkoliv pilot sedící za řízením mohl sledovat dráhu letu letadla a uvedené přístroje s minimálním pohybem hlavy a očí. Přístroje pohonné jednotky pro tyto letové podmínky jsou ty, které jsou potřebné pro řízení výkonu v rámci omezení stanovených pro pohonné jednotky.

(d) U každého letounu musí letové přístroje požadované dle CS 23.1303, a pokud je to použitelné, dle provozních předpisů být seskupeny na přístrojové desce a soustředěny co možná nejbližší vertikální roviny v ose zorného pole pilota ve směru letu. Kromě toho:

- (1) Přístroj, který nejefektivněji udává polohu letounu, musí být umístěn uprostřed horní části přístrojové desky;
 - (2) Přístroj, který nejefektivněji udává rychlost letu, musí být umístěn vlevo těsně vedle řístroje, který je nahoře uprostřed;
 - (3) Přístroj, který nejefektivněji udává nadmořskou výšku letu, musí být umístěn vpravo těsně vedle přístroje, který je nahoře uprostřed; a
 - (4) Přístroj, který nejefektivněji udává směr letu a je jiný než ukazatel magnetického kurzu požadovaný podle CS 23.1303 (c), musí být umístěn těsně pod přístrojem, který je nahoře uprostřed.
 - (5) Pro vyhovění pododstavcům (d)(1) až (d)(4) mohou být použity ukazatele s elektronickou zobrazovací jednotkou, pokud jejich zobrazovací jednotky vyhovují požadavkům CS 23.1311.
- (e) Pokud je k dispozici vizuální ukazatel pro signalizaci nesprávné činnosti přístroje, musí být účinný za všech pravděpodobných světelných podmínek v pilotní kabině.

Na následujících řádcích jsou parafrázovány zásadní požadavky na jednotlivé systémy:

CS 23.1323 *Systém pro indikaci vzdušné rychlosti*

- (a) Každý přístroj systému pro indikaci vzdušné rychlosti musí být **kalibrován** tak, aby udával pravou vzdušnou rychlost (při hladině moře se standardní atmosférou) s **nejmenší dosažitelnou kalibrační chybou přístroje** při působení odpovídajících Pitotových a statických tlaků.
- (b) Je-li požadována certifikace pro **IFR** lety nebo lety v podmínkách tvorby námrazy, musí být každý systém pro indikaci vzdušné rychlosti vybaven **vyhřívanou Pitotovou trubicí** nebo **ekvivalentními prostředky bránícími nesprávné činnosti** v důsledku námrazy.

CS 23.1325 *Systém pro snímání statického tlaku*

- (b) Je-li systém pro snímání statického tlaku nezbytný pro funkci přístrojů, systémů nebo zařízení, musí splňovat ustanovení pododstavců (1) až (3).
- (1) **Konstrukce a zástavba systému pro snímání statického tlaku** musí být takové, aby byly splněny následující podmínky:
 - (i) Je zajištěno **spolehlivé odvedení vlhkosti**;
 - (ii) Je **zabráněno odírání potrubí, nadměrné deformaci nebo zmenšení průřezu potrubí v ohybech**; a
 - (iii) **Použité materiály jsou trvanlivé**, vhodné pro předpokládané účely a chráněné proti korozi.
- (2) Musí být následujícím způsobem **provedena ověřovací zkouška** k prokázání neporušenosti systému pro snímání statického tlaku:
 - (i) *Letouny bez přetlakové kabiny*. Vyčerpajte vzduch ze systému pro snímání statického tlaku na rozdíl tlaku cca 3,4 kPa (1 palec rtuťového sloupce) nebo při odečtu na výškoměru na výšku 305 m (1 000 ft) nad výškou, ve které je letoun při provádění letové zkoušky. Bez dalšího odčerpávání nesmí po dobu jedné minuty poklesnout indikovaná nadmořská výška na výškoměru o hodnotu větší než 30 m (100 ft).
- (3) Je-li systém pro snímání statického tlaku použit pro jakýkoliv přístroj, zařízení nebo systém vyžadované provozními předpisy, musí být **každý vstup statického tlaku navržen nebo umístěn tak, aby se nezměnil vztah mezi tlakem vzduchu v systému pro snímání statického tlaku vzduchu a skutečným vnějším atmosférickým statickým tlakem**, pokud se letoun setká s podmínkami tvorby námrazy. Pro průkaz vyhovění tomuto požadavku může být použito odmrázovací zařízení nebo záložní zdroj statického tlaku. Pokud se údaje na výškoměru připojeném na záložní systém pro snímání statického tlaku liší o více než 15 m (50 ft) od údajů na výškoměru připojeném na hlavní statický systém, musí být k dispozici korekční tabulka pro záložní statický systém.

CS 23.1326 Systém pro indikaci vyhřívání Pitotovy trubice

Pokud je zastavěna vyhřívána Pitotova trubice, musí být opatřena **indikačním systémem** upozorňujícím posádku, že **systém vyhřívání Pitotovy trubice není v provozu**. Indikační systém musí splňovat požadavky definované v pododstavci (a) a (b).

CS 23.1327 Ukazatel magnetického kurzu

Nejdůležitější z požadavků na ukazatel magnetického kurzu, je popsán v odstavci (1) a říká, že každý ukazatel magnetického kurzu musí být **zastavěn tak**, aby jeho **přesnost nebyla nadměrně ovlivňována vibracemi** nebo **magnetickými poli letounu**.

CS 23.1329 Systém autopilota

(a) Každý systém musí být navržen tak, aby autopilot mohl:

- (1) Být **rychle a spolehlivě vypnut** piloty, aby se zabránilo jeho rušivému působení na jejich řízení letounu; nebo
- (2) Být **snadno překonán silou** jednoho pilota, aby mu bylo umožněno řídit letoun.

K tomuto požadavku se váže odstavec (b), který říká, že na volantovém řídidle na straně opačné než je páka přípusti, nebo na řídicí páce **musí být umístěno rychlé vypnutí (nouzové) autopilota** tak, aby ho bylo možno ovládat bez pohybu ruky z její normální polohy na řídidle.

CS 23.1331 Přístroje užívající zdroj energie

Kromě informací týkajících se povinného, dobře umístěného ukazatele napájení a provedení zástavby tak, aby porucha jednoho přístroje neovlivnila řádnou dodávku energie pro zbývající přístroje popsané v odstavci (a) a (b) je pro tuto práci podstatný odstavec (c):

(c) Musí být k dispozici **alespoň dva nezávislé zdroje energie** a **ruční nebo automatické prostředky pro volbu každého zdroje**.

CS 23.1335 Systémy letového povelového přístroje

Jestliže je zabudován systém letového povelového přístroje, potom musí mít **zařízení indikující** letové posádce **jeho aktuální režim provozu**. Polohový přepínač není jako prostředek takovéto indikace přijatelný.

Dalším odstavcem, stojící vzhledem k potřebám této práce za zmínku, je *CS 23.1337*, týkající se zástavby pohonné jednotky. Obecné požadavky jsou stručně řečeno takové, že každý přístroj pohonné jednotky, který používá hořlavé kapaliny, musí být zastavěn tak, aby únik kapalin nezpůsobil nebezpečí (odst. (a)). Současně musí existovat prostředek indikující členům posádky množství použitelného paliva v každé nádrži v průběhu letu (odst. (b)) a prostředek k indikaci množství oleje v každé nádrži jak na zemi, tak za letu (odst. (d)).

Další část, které by zde měla být věnována pozornost, se týká elektrických systémů a vybavení. Všeobecné požadavky sděluje odstavec *CS 23.1351* – zdroje elektrické energie by měly bezpečně dodávat požadovanou energii o správném napětí a celý systém by měl být obecně bezpečný. Odstavec (d) stanovuje, že musí existovat zařízení udávající veličiny elektrického systému nezbytné pro bezpečný provoz, který pro tuto kategorii letounů představuje ampérmetr.

Odstavec *CS 23.1361 Uspořádání hlavního vypínače* uvádí, že uspořádání by mělo být takové, aby umožnilo snadné odpojení každého zdroje energie od hlavní sběrnice, při čemž bod rozpojení musí přiléhat ke zdroji ovládanému tímto vypínačem (odst. (a)).

Jedny z posledních, v tuto chvíli podstatných, požadavků jsou uvedeny v odstavcích CS 23.1381 *Osvětlení přístrojů* a CS 23.1541 až 23.1555, které se týkají značení přístrojů:

CS 23.1381 Osvětlení přístrojů

Osvětlení přístrojů musí:

- (a) **Zajistit**, aby všechny přístroje a ovladače byly **snadno čitelné** a rozeznatelné;
- (b) **Být zastavěno** tak, že jsou od **očí pilota odstíněny jeho přímé paprsky a paprsky odražené čelním sklem nebo jiným povrchem**; a
- (c) **Mít dostatečnou vzdálenost** nebo **dostatečnou vrstvu izolačního materiálu** mezi částmi přenášejícími proud a krytem tak, aby vibrace za letu nezpůsobily zkrat.

CS 23.1541 Všeobecně

(a) Každý letoun musí:

- (2) **Mít označení přístrojů a štítky poskytující další informace nutné k bezpečnému provozu v případě, má-li letoun neobvyklé konstrukční nebo provozní charakteristiky nebo neobvyklý způsob ovládání.**

(b) Každé značení a štítek předepsané v pododstavci (a) musí splňovat následující požadavky:

- (1) Musí být umístěn **na nápadném místě**; a
- (2) Štítek **nesmí** být možné snadno **odřít, zdeformovat** nebo učinit **nečitelným**.

Ve zbylých odstavcích 23.1543 až 23.1555 lze nalézt požadavky na značení jednotlivých přístrojů. Obecně je možné říci, že je-li značení na krycím skle přístroje, musí být zajištěno ve správné poloze vůči přední straně číselníku, všechny čáry a oblouky musí být dobře čitelné a všechny související přístroje musí být patřičně kalibrovány.

2.1.2 Požadavky na přístroje dle EU-OPS, Hlava K, L [4]

Hlava K se týká Přístrojů a vybavení letounu. První odstavec *OPS 1.630* říká, že let nesmí být zahájen, pokud přístroje a vybavení touto hlavou nejsou náležitě schváleny a v provozuschopném stavu.

Důležitý je především odstavec *OPS 1.650*, který stanovuje přístroje nutné k provedení letu za viditelnosti (VFR) a *OPS 1.652* stanovující přístroje/vybavení nutné k provozu IFR nebo v noci.

OPS 1.650

Denní provoz VFR – letové a navigační přístroje a přidružené vybavení

Provozovatel nesmí provozovat letoun ve dne v souladu s pravidly letu za viditelnosti (VFR), pokud tento letoun není vybaven letovými a navigačními přístroji a přidruženým vybavením:

- a) **magnetickým kompasem**;
- b) **chronometrem** udávajícím čas v hodinách, minutách a sekundách;
- c) **citlivým barometrickým výškoměrem**, cejchovaným ve stopách, s nastavením pomocné stupnice, cejchované v hektopascálech/milibarech, nastavitelným na libovolný barometrický tlak, jehož nastavení připadá během letu v úvahu;
- d) **rychloměrem** cejchovaným v uzlech;
- e) **variometrem**;
- f) **zátáčkoměrem s ukazatelem skluzu** nebo **přístrojem ke koordinování zátáčky** s vestavěným ukazatelem skluzu;

- g) **ukazatelem letové polohy (umělým horizontem);**
- h) **stabilizovaným ukazatelem směru a**
- i) prostředkem ukazujícím v pilotním prostoru **teplotu venkovního vzduchu** ve stupních Celsia.

j) Při letech, jejichž doba trvání **nepřekročí 60 minut**, se vzletem a přistáním na **tomtéž letišti**, při nichž se letoun **nevzdálí** od tohoto letiště **dále než 50 NM**, lze nahradit všechny přístroje stanovené v bodech f), g) a h) výše a v bodech k) 4, k) 5 a k) 6 níže *zatačkoměrem s ukazatelem skluzu* nebo *přístrojem ke koordinaci zatačky s vestavěným ukazatelem skluzu* nebo *jak umělým horizontem, tak i ukazatelem skluzu*.

l) Každý **systém indikování rychlosti** letu musí být vybaven **vyhřívanou Pitotovou trubicí** nebo **rovnocennými prostředky zabraňujícími** nesprávné činnosti vlivem **kondenzace** nebo **námrazy** pro:

2. letouny, kterým bylo vydáno první individuální osvědčení letové způsobilosti ke dni 1. dubna 1999 nebo později

n) Všechny letouny musí být vybaveny **prostředky**, které **udávají nevyhovující napájení předepsaných letových přístrojů**.

o) Všechny letouny s omezeními na stlačitelnost vzduchu, která nejsou jinak udávaná předepsanými rychloměry, musí být vybaveny **machmetry** na každém pracovním místě pilota.

OPS 1.652

Provoz IFR nebo v noci – letové a navigační přístroje a přidružené vybavení

Provozovatel nesmí provozovat letoun v souladu s pravidly letu podle přístrojů (IFR) nebo v noci v souladu s pravidly letu za viditelnosti (VFR), není-li vybaven letovými a navigačními přístroji a přidruženým vybavením a nejsou-li případně splněny podmínky stanovené v následujících bodech:

- a) **magnetickým kompasem;**
- b) **chronometrem** udávajícím čas v hodinách, minutách a sekundách;
- c) **dvěma citlivými barometrickými výškoměry**, cejchovanými ve **stopách**, s nastavením pomocné stupnice, cejchované v hektopascálech/milibarech, nastavitelnými na libovolný barometrický tlak, jehož nastavení připadá během letu v úvahu. Tyto výškoměry musí mít ukazatel typu „counter drum pointer“ (bubínkový ukazatel s číslicovou indikací) nebo rovnocenný zobrazovací prostředek;
- d) **rychloměrným systémem s vyhřívanou Pitotovou trubicí** nebo s rovnocenným prostředkem zabraňujícím nesprávné funkci v důsledku kondenzace nebo námrazy, včetně **signalizace poruchy vyhřívání** Pitotovy trubice. Požadavek týkající se signalizace poruchy vyhřívání Pitotovy trubice neplatí pro letouny s konfigurací s maximálním schváleným počtem sedadel pro cestující 9 nebo menším nebo s maximální schválenou vzletovou hmotností 5 700 kg nebo menší, jejichž individuální osvědčení letové způsobilosti bylo vydáno před 1. dubnem 1998;
- e) **variometrem;**
- f) **zatačkoměrem s ukazatelem skluzu;**
- g) **ukazatelem letové polohy (umělým horizontem);**
- h) **stabilizovaným ukazatelem směru;**
- i) prostředkem ukazujícím v pilotním prostoru **teplotu venkovního vzduchu** ve stupních Celsia a
- j) **dvěma nezávislými systémy statického tlaku** s tou výjimkou, že pro vrtulové letouny s maximální schválenou vzletovou hmotností 5 700 kg nebo menší je přípustný jeden systém statického tlaku s jedním náhradním zdrojem statického tlaku;
- n) **držákem mapy** v místě zabezpečujícím její čitelnost, v němž může být mapa při nočním provozu **osvětlena;**
- o) je-li záložní ukazatel letové polohy certifikován v souladu s CS 25.1303 b 4 nebo rovnocenným předpisem, zatačkoměry s ukazateli skluzu mohou být nahrazeny ukazateli skluzu;

- p) ve všech případech, kdy se požaduje **zdvojení přístrojů**, zahrnuje požadavek samostatného displeje pro každého pilota a samostatného voličního přepínače nebo případně jiné přidružené vybavení;
- q) všechny letouny musí být vybaveny **prostředky**, které udávají **nevyhovující napájení předepsaných letových přístrojů**;
- r) všechny letouny s omezeními na stlačitelnost vzduchu, která nejsou jinak udávána předepsanými rychloměry, musí být vybaveny **machmetry** na každém pracovním místě pilota;
- s) provozovatel nesmí provádět provoz IFR nebo v noci, pokud letoun není pro každého člena letové posádky konajícího službu v pilotním prostoru vybaven náhlavní soupravou s raménkovým nebo rovnocenným mikrofonem a klíčovacím tlačítkem na volantu pro každého předepsaného pilota.

Toto doplňuje *OPS 1.655*, kde je uvedeno, že provozovatel nesmí provádět jednopilotní provoz IFR, není-li letoun vybaven **autopilotem alespoň s režimem automatického udržování výšky a kurzu**.

Dále je třeba ještě zmínit **Hlavu L** předpisu EU-OPS, která pojednává o Komunikačním a navigačním vybavení letounu.

Obecně lze říci, že let nesmí být zahájen bez schváleného a správně zastavěného komunikačního a navigačního vybavení, jak je uvedeno v *OPS 1.845*. Odstavce *OPS 1.850* a *1.855* dále provozovateli ukládají povinnost mít zastavěné **rádiové vybavení** odpovídající druhu prováděného provozu a umožňující spojení na leteckém tísňovém kmitočtu **121,5 MHz**, a dále provozovatel nesmí uskutečnit IFR let bez **panelu voliče n. f. výstupů** dostupného pro každého člena posádky.

Komunikační a navigační vybavení pro provoz podle IFR nebo VFR na tratích, kde není možná navigace s referencí podle viditelných bodů, definuje *OPS 1.865*:

a) Provozovatel nesmí provozovat letoun podle **IFR** nebo podle **VFR** na tratích, na nichž **není možná navigace s referencí podle viditelných orientačních bodů**, pokud není vybaven **radiovým komunikačním vybavením a odpovídačem sekundárního radaru a navigačním vybavením** v souladu s požadavky letových provozních služeb v oblasti(ech) provozu.

b) **Rádiové vybavení**. Provozovatel zajistí, aby rádiové vybavení zahrnovalo alespoň:

1. **dva nezávislé rádiové komunikační systémy** nezbytné za normálních provozních podmínek ke spojení s příslušnou pozemní stanicí z kteréhokoli bodu na trati, včetně odchylek od ní, a
2. **odpovídač sekundárního radaru**, je-li požadován pro prolétávanou trať.

c) **Navigační vybavení**. Provozovatel zajistí, aby navigační vybavení:

1. zahrnovalo alespoň:

- i) **jeden systém pro příjem VOR**, jeden systém **ADF**, jeden systém **DME** s tou výjimkou, že systém **ADF** nemusí být zastavěn, pokud použití **ADF** není požadováno pro žádnou fázi plánovaného letu,
- ii) **jeden ILS nebo MLS**, je-li **ILS** nebo **MLS** požadován pro navigaci při přiblížení,
- iii) jeden systém pro **příjem radiových návěstidel**, je-li rádiové návěstidlo požadováno pro navigaci při přiblížení,
- iv) **systém prostorové navigace**, požaduje-li se prostorová navigace pro prolétávanou trať,
- v) další **systém DME** na každé trati či její části, kde je navigace založena pouze na signálech **DME**,
- vi) **další systém pro příjem VOR** na každé trati či její části, kde je navigace založena pouze na signálech **VOR**,
- vii) **systém ADF** na každé trati či její části, kde je navigace založena pouze na signálech **NDB**, nebo

2. vyhovovalo druhu požadované navigační výkonnosti (RNP) pro provoz v daném vzdušném prostoru.

d) Provozovatel může provozovat letoun, který není vybaven ADF nebo navigačním vybavením stanoveným v bodu c) 1 vi) nebo c) 1 vii), pokud má náhradní vybavení schválené pro danou trať úřadem. Spolehlivost a přesnost náhradního vybavení musí umožnit bezpečnou navigaci na plánované trati.

e) Provozovatel zajistí, aby VHF komunikační vybavení a přijímače kurzového majáku ILS a VOR zastavěné v letounech provozovaných za IFR byly typu, který byl schválen jako vyhovující normám odolnosti proti FM rušení.

Dále:

- Dle *OPS 1.866* provozovatel nesmí provozovat letoun, není-li vybaven **odpovědačem SSR hlásícím tlakovou výšku** a jakoukoliv jinou funkcí odpovídače SSR požadovanou pro prolétávanou trať.
- Dle *OPS 1.872*: má-li být letoun provozován ve vzdušném prostoru se sníženými minimy vertikálních rozstupů (RVSM), musí být vybaven:
 1. dvěma nezávislými systémy měření nadmořské výšky;
 2. varovným systémem signalizace zadané nadmořské výšky;
 3. systémem automatického řízení nadmořské výšky a
 4. odpovídačem sekundárního radaru (SSR) se systémem hlášení nadmořské výšky, který lze připojit k systému měření nadmořské výšky používanému k jejímu udržování.

2.2 Rozbor současného přístrojového vybavení, volba avionického systému

Jak již bylo zmíněno v úvodu práce – obecně trendem dnešní doby je nahrazování klasických (většinou mechanických) přístrojů obrazovkami LCD, které sdružují informace na jedno místo, a pro klasické přístroje tak zbývá funkce záložní. Na obrázcích 2.1 a 2.2 je znázorněna modernizace palubní desky letounu Cessna 172. Předpis stanovuje umístění PFD na pro pilota nejlépe viditelné místo, bývá tedy umístěn přímo před ním, MFD pak zobrazuje sekundární informace, proto bývá umístěn vpravo od PFD. [2]



Obr. 2.1: Palubní deska s klasickými mechanickými přístroji [1]



Obr. 2.2: Modernizovaná palubní deska s G1000 [1]

Na trhu avionických systémů pro kategorii letounů CS-23 hrají zásadní roli dva výrobci Glass Cockpit – největšími konkurenty jsou americké společnosti **Garmin** a **Avidyne Corporation**. Dále se lze setkat se systémem *SmartDeck*, jež aktuálně spadá pod kanadskou společnost **Esterline CMC Electronics**. V následujících podkapitolách jsou uvedeny hlavní konkurenční produkty těchto výrobců, které jsou u malých cvičných letadel v dnešní době nejfrekventovanější.

Potenciálního zákazníka obvykle zajímají dvě možnosti řešení podle toho, zda se jedná o výrobce letadel, který potřebuje provést zástavbu nového letounu, nebo zda se jedná o potřebu zmodernizovat již existující kokpit či vytvořit k němu alternativní výbavu. V takovém případě nazýváme výrobek jako tzv. retro-fit. Základními kritérii, podle kterých jsou systémy při výběru avionického systému posuzovány, jsou:

- *Míra spolehlivosti,*
- *míra integrace,*
- *ovladatelnost,*
- *zobrazení dat a vlastnosti LCD displejů,*
- *údržba přístrojů a*
- *perspektiva do budoucna.*

2.2.1 Avidyne [5],[6],[7]

Avidyne Corporation vstoupila na trh v roce 1994 a soustředí se pouze na letecký průmysl. Hlavním produktem pro letouny kategorie CS-23 je systém **Entegra Release 9** (viz obrázek 2.3). Jedná se o integrovaný palubní systém, který lze v současnosti nalézt především v letadlech společností Cirrus Aircraft, Columbia/Lancair Aircraft nebo Piper Aircraft.

Lze říci, že je velmi oblíbenou alternativou avionického systému Garmin *G1000* (viz podkapitola 2.2.2) u letounů Cirrus SR20 nebo SR22, jejichž zástavba záleží čistě na preferencích zákazníka. Tento produkt lze využít jako retro-fit řešení a je koncipován jako jednotka LRU¹.

Typická instalace systému Avidyne do přístrojové desky zahrnuje:

- Avidyne PFD (úhlopříčka 10,4")
- Avidyne MFD (úhlopříčka 10,4")
- Garmin 430 GPS/NAV/COM
- 2nd Garmin 430 GPS/NAV/COM
- Autopilot
- Odpovídač
- Audiopanel



Obr. 2.3: Zástavba Entegra R9 v letounu Cirrus [9]

Základní vlastnosti tohoto systému jsou shrnuty v následujících bodech:

- Rozměr úhlopříčky obrazovky 10,4".
- Jednoduchá ovladatelnost s co nejmenšími požadavky na znalosti a schopnosti pilota.
- Nezahrnutí GPS či jiné metody navigace, pilot se musí spolehnout na data z externích přijímačů.
- Externí jednotky GPS/NAV/COM jsou produkty společnosti Garmin, které vyžadují alespoň základní zkušenost s ovládáním.
- Ovládání založeno na klasických otočných knoflících a mechanických tlačítkách, ovládání pomocí tzv. tlačítek soft keys² v malé míře.
- Aktualizace softwaru pomocí USB flash disku.

¹ LRU (Line Repleceable Unit) – jedná se o celé jednotky vyměnitelné v provozu bez následné nutnosti seřizování, úprav, využití speciálního náradí apod. Díky tomu se šetří čas a současně snižuje pravděpodobnost vzniku chyby vlivem údržby. [10]

² Ve volném překladu jde o softwarové klávesy. Prakticky jsou to naprogramovatelná tlačítka, která díky tomu mohou mít více funkcí odpovídající danému zobrazení. Tím se otevírá větší pole možností ovládání.

2.2.2 Garmin

Společnost *Garmin* byla založena v roce 1989 a specializuje se na technologie používané nejen v leteckém průmyslu, kam vstoupila v roce 1991.

V kategorii letounů CS-23 s pístovými motory se aktuálně nejčastěji objevují systémy *G500 (TXi)*, *G1000 (NXi)* a *G2000*, z nichž první dva zmíněné lze použít jako retro-fit řešení. Jejich vlastnosti jsou ve stručnosti popsány níže.

Garmin G1000 [6]

- Ve srovnání s *Entegra R9* zastává všechny funkce – obsahuje vlastní vestavěnou GPS, navigační přístroje, radiostanici, audiopanel, odpovídač módu S.
- Ovládacími prvky soft keys.
- Rozměr úhlopříčky obrazovky 10,4".
- Aktualizace pomocí SD karty.
- Koncipován jako jednotka LRU.
- Intuitivní uživatelské rozhraní.
- Spolehlivá činnost v převráceném módu v případě selhání jedné z obrazovek (PFD/MFD) a spolehlivá činnost v případě restartu systému během letu.

Garmin G1000 NXi [14]

Tento systém "Next Generation" je nástupcem řady *G1000* a na trh byl předveden v lednu 2017. Jako první se stal součástí zástavby letounů King Air řad 200 a 300 vyráběných společností Beechcraft.

V porovnání s *G1000*:

- Výkonnější procesor, rychlejší činnost ihned po spuštění.
- Modernizované letové displeje.
- Klade velký důraz na bezdrátovou komunikaci – více doplňkových informací pro pilota díky příbuzným aplikacím Garmin.
- Nižší spotřeba energie.
- Nově vykreslený mapový podklad na HSI displeji, zobrazení traťových/ předpovědních map na MFD, možnost vykreslení vizuálních přiblížení na jakoukoliv dráhu se všemi náležitostmi.



Obr. 2.4: Aplikace systému G1000 NXi [11]

Garmin G2000 [15]

Mezi moderní avionické systémy pro danou kategorii letounů patří i plně dotykový systém G2000, který je svými vlastnostmi „kompromisem“ mezi G1000 pro letouny s pístovými motory a G3000 pro letouny s proudovými motory. G2000 byl představen v roce 2011 a je součástí zástavby např. letounu Cessna Corvalis TT.

Vlastnosti jsou následující:

- Dvoumonitorová kombinace systému PFD/MFD (velikost úhlopříčky 14") a FMS³ (úhlopříčka 5,7", na obrázku 2.5 umístěna na spodním panelu).
- Jednodušší uživatelské rozhraní, méně ovládacích prvků a funkčních kláves (soft keys).
- Ovládání FMS plně dotykové (využití infračervené technologie pro ovládání např. v rukavicích bez vlivu na funkčnost).
- Může být řízen jedním nebo dvěma počítači AHRS (referenční systém polohy a kurzu).
- Možné volitelné vybavení jako elektronický systém stabilizace a ochrany (ESP⁴) – hlídá kritické rychlosti, náklony a úhel náběhu, a tím pomáhá předcházet pádům, vývrtkám a přechodům do neřízených systémů, a technologie SVT⁵.



Obr. 2.5: Zástavba systému G2000 [15]

³ FMS (Flight Management System) – jedná se o řídicí počítačový systém, který automatizuje úkoly za letu, čímž snižuje pracovní zátěž posádky. Díky neustálému příjmu a kontrole dat ze senzorů pro určení polohy letadla (např. GPS, INS apod.) FMS vyhodnocuje přesnou polohu, ze které vychází při určování následujícího kurzu vzhledem k letovému plánu (podle kterého je tedy schopna vést letadlo). Obvykle je FMS řízena přes CDU (Control Display Unit) a předává informace dalším jednotkám jako MFD apod. [16]

⁴ ESP – Electronic Stability and Protection

⁵ Garmin SVT (Synthetic Vision Technology) je software, který zobrazuje tzv. syntetický terén. V praxi to znamená 3D vykreslení krajiny před letadlem na letovém displeji díky využití databáze krajiny a reliéfu.

Garmin G500 TXi [17], [40]

Řada *TXi* navazuje na řadu *G500* (která byla speciálně vyvinuta pro letouny kategorie CS-23), na trh byla uvedena v říjnu roku 2016 a jedná se o zástupce retro-fit produktů. Systém zahrnuje dva dotykové displeje s funkcemi PFD/MFD (obrazovka s rozměrem úhlopříčky 10,6" a 7") a displej EIS s úhlopříčkou 7", které mohou být uspořádány v těchto konfiguracích:

- **GDU 1060** – 10,6" displej na šířku, funkce PFD/MFD, volitelně EIS
- **GDU 700P** – 7" displej na výšku („Portrait“), funkce PFD/MFD nebo EIS
- **GDU 700L** – 7" displej na šířku („Landscape“), funkce EIS

Výhodami tohoto systému jsou:

- Hardware podobný GTN 750/650 (liší se dotykovým rozhraním a volitelným EIS).
- Velká variabilita díky možnostem konfigurace.
- Uživatelsky lepší dotykové rozhraní.
- Geografické mapové překrytí s HSI (ukazatel horizontální situace) na PFD – pilot má na jedné obrazovce přehled o terénu a současně o okolním provozu, letovém plánu apod.

2.2.3 CMC Electronics [18]

Než se do vývoje avionického systému *SmartDeck* v roce 2010 zapojila společnost *Esterline CMC Electronics*, byl vyvíjen americkou společností *L-3 Avionics Systems*. V roce 2012 společnost započala spolupráci s firmou *Evektor*, která tuto avioniku zabudovala do letounu *EV-55 Outback* (viz obrázek 2.6), systém dále může být alternativou např. pro letoun *Cirrus SR22*.

- Skládá se z PFD pro každého z pilotů, MFD (uprostřed), malé obrazovky CCU pro vkládání dat (Central Control Unit, na spodním panelu) a FDC (Flight Display Controller).
- Systém dále zahrnuje ADAHRS, magnetometry, přijímače WAAS GPS, NAV/COM radiostanice, audiopanel, odpovídač.
- Ovládání kompletně založeno na klasických otočných knoflíčích.
- PFD/MFD poskytují základní letové údaje srovnatelné s ostatními systémy.
- Zobrazení desetiminutové historie chodu motoru.
- Aktualizace probíhá pomocí SD karty.



Obr. 2.6: Zástavba letounu EV-55 Outback [19]

2.2.4 Volba avionického systému

Ze zmíněných systémů Glass Cockpit byl k následné tvorbě architektury a provedení analýzy spolehlivosti zvolen po konzultaci s vedoucím práce retro-fit systém *Garmin G500 TXi*. Důvody, které k tomu vedly, jsou následující.

- (1) V průběhu tvorby práce byl zvolen přístup navržení avionického systému pro již existující palubní desku, která obsahuje zastaralé vybavení. Pro letecké provozovatele je v současné době modernizace palubní desky efektivním a ekonomicky výhodnějším řešením oproti nákupu nového letounu. Tímto byl stanoven požadavek na retro-fit řešení, kterému nejlépe vyhovují systémy *Garmin G500 TXi* a *Avidyne Entegra R9*. Samotným zobrazením informací se významně neliší, shrnutí jejich předností a negativ je uvedeno níže.
- (2) Systém *SmartDeck* byl uveden z důvodu obecného rozboru trhu. Je nutné ale konstatovat, že svými vlastnostmi a parametry se neřadí mezi rovnocennou konkurenci produktů *Garmin* nebo *Avidyne*, a proto byl ze samotné volby avionického systému vyloučen.
- (3) Plně dotykový systém *G2000* není použit díky nesplnění požadavku retro-fit řešení a také díky svému způsobu ovládání. Obecně je tato technologie stále ve vývoji – prioritou je zajistit přesný dotyk pilota na dané místo obrazovky v případě turbulence či jiných zhoršených podmínek, což se zatím zajistit nepodařilo.

AVIDYNE – Entegra R9

SNAZŠÍ OVLÁDÁNÍ, NIŽŠÍ MÍRA INTEGRACE

- **Ovládání je založeno na klasických mechanických knoflíčích a tlačítkách**
(Tím se stává ovládání pro pilota více automatické, přesně ví, kde je jaký ovládací prvek umístěn a jakou má funkci.)
- **Nižší míra integrace**
(Externími přijímači, které systém sám o sobě neobsahuje, jsou velmi často produkty *Garmin*. Ačkoliv pilot samotnému systému *Entegra R9* porozumí rychle, i přes to musí věnovat určitou pozornost ovládání jednotek *Garmin*.)

GARMIN – G500 TXi

KOMPLIKOVANĚJŠÍ OVLÁDÁNÍ – VÍCE MOŽNOSTÍ, VYŠŠÍ MÍRA INTEGRACE

- **Ovládání kombinuje dotykové prvky, soft keys i klasické mechanické knoflíky**
(Tato vlastnost klade větší důraz na schopnosti a koncentraci pilota, avšak o to více možností mu pak systém nabízí.)
- **Intuitivní uživatelské rozhraní**
- **Vysoká míra integrace**

G500 TXi vyhovuje požadavku zadání práce z pohledu implementace moderního avionického systému vycházejícího z koncepce Glass Cockpit. Jedná se o spolehlivý a integrovaný systém s vlastnostmi, které plně postačují pro všechny potřeby letounu této kategorie. Společnost *Garmin* je aktuálně tím, kdo určuje současný trend a směr budoucího vývoje avionických systémů letounů CS-23, čímž jsou ostatní výrobci mírně utlačováni.

3

ARCHITEKTURA AVIONICKÉHO SYSTÉMU

3.1 Úvod

Hlavní požadavky kladené na architekturu avionického systému definují předpisy *EASA CS-23 (Amendment 4)* a *EU-OPS* (viz kapitola 2.1). Protože se tato práce ubírá směrem modernizace palubní desky letounu kategorie CS-23, třídy I, její vybavení by mělo především vyhovovat požadavkům provozu za podmínek VFR, druhotně pak také požadavkům provozu IFR. Tento způsob postupné certifikace (nejdříve na úrovni VFR, poté IFR) je v případě provádění přestavby palubní desky letounu běžný. Navržený systém by měl zajistit potřebné komunikační a navigační funkce, a uspokojit potřebu základních letových a motorových dat.

3.2 Navržený avionický systém a jeho prvky

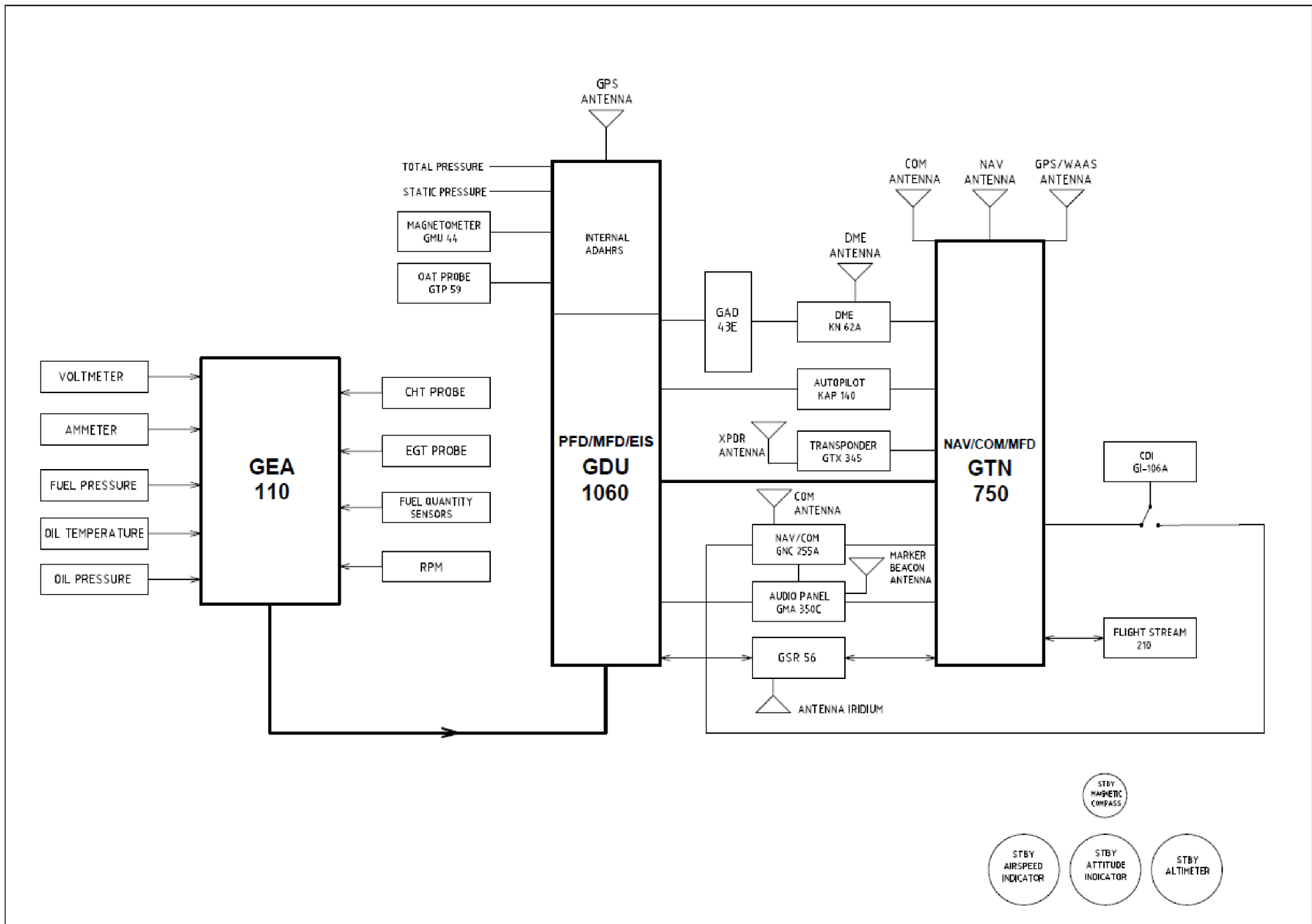
Pro vytvoření základní představy o prvcích avionického systému lze vycházet z blokového schématu na následující straně. Základní vlastnosti jednotlivých prvků pak budou popsány v rámci této podkapitoly na dalších stranách.

Rozmístění přístrojů na palubní desce letounu splňuje požadavky předpisu *EASA CS-23* (konkrétně odstavce *CS 23.1321 Uspořádání a viditelnost*), a je znázorněno na obrázku 3.1 (jedná se pouze o 3D model palubní desky vytvořený pro ilustraci v programu SolidWorks). Některé z přístrojů, které jsou součástí avionického systému, jsou uloženy vzdáleně za palubní deskou, a proto nejsou na modelu zobrazené.

Na základě všech informací bylo pro ilustraci jednotlivého propojení přístrojů a toku informací vytvořeno schéma elektrického zapojení, které je pro základní představu umístěno v menším měřítku na konci práce.



Obr. 3.1: Rozmístění palubních přístrojů



3.2.1 Garmin G500 TXi (GDU 1060) [17], [20]

Obrazovka *GDU 1060* je součástí systému *Garmin G500 TXi*. Z možných konfigurací uvedených v podkapitole 2.2.2 zde bude použita obrazovka s úhlopříčkou 10,6", jež bude plnit funkci PFD, MFD a EIS.

Součástí této jednotky jsou:

- **Záložní GPS anténa** (aktivace v případě ztráty funkce primární GPS antény jednotky GTN 750)
- **Magnetometr GMU 44** (zdroj magnetického kurzu)
- **Sonda okolní teploty GTP 59**
- **Interní ADAHRS** (*Air Data & Attitude and Heading Reference System*)

Díky těmto prvkům jednotka poskytuje letové, navigační a motorové informace, které jsou na obrazovce rozděleny do vertikálních pruhů (viz obrázek 3.2). *GDU 1060* tak plní tyto funkce:

PFD:

- Data o poloze a kurzu
- Letové údaje (vzdušná rychlost, výška, kurz, rychlost klesání/stoupání, zatačkoměr)
- Navigační data (HSI, čas, apod.)
- Informace autopilota, upozornění, apod.

MFD:

- Mapy, vykreslení terénu
- Informace o provozu a počasí
- Informace letového plánu, systémové informace a jiná upozornění

EIS:

- Indikace motorových dat



Obr. 3.2: GDU 1060, zobrazení PFD/MFD/EIS [20]

Jak je patrné z blokové schématu zapojení, jednotka *GDU 1060* zobrazuje motorové informace na základě propojení s monitorovací jednotkou motoru *GEA 110*. Tato jednotka je umístěna na zadní straně *GDU 1060*, je tedy vzdáleně montovaná a uživatelským rozhraním je pro ni právě obrazovka *GDU 1060*.

Tato jednotka je dále mimo jiné propojena s *GTN 750* (GPS/NAV/COM/MFD). Kompletní integrace se zařízeními Garmin je hlavní předností systému *G500 TXi*.

3.2.2 Garmin GTN 750 (GPS/NAV/COM/MFD) [21]

Jednotka *GTN 750* je integrované zařízení s dotykovým rozhraním, jehož hlavními funkcemi jsou:

- **Primární zdroj GPS**
- **Navigační funkce**
 - anténa NAV umožňuje příjem signálu VOR/LOC/GS
 - jednotka je propojena s NAV/COM *GNC 255A* a CDI *GI-106A*, mezi kterými je přepínač pro manuální nastavení zdroje navigačních dat pro ukazatel CDI
 - jednotka slouží jako uživatelské rozhraní pro vzdáleně montovaný odpovídač *GTX 345*
 - slouží jako záložní grafický ukazatel CDI
- **Komunikační funkce**
 - anténa COM umožňuje VHF komunikaci
 - jednotka slouží jako primární radiostanice
- **MFD**
 - Zobrazuje všechny informace běžné pro MFD, čímž plně zastoupí *GDU 1060* v případě ztráty funkce



Obr.3.3: Jednotka GTN 750 [21]

Z blokového schématu je patrné, že jednotka je propojena s většinou přístrojů, a spolu s *GDU 1060* má funkci „základního pilíře“ celého systému.

3.2.3 Garmin GEA 110 [38], [40]

GEA 110 představuje jednotku LRU na bázi mikroprocesoru, jejíž vstupy tvoří monitorovací snímače sdělující informace o motoru a elektrickém systému letounu. Informace jsou zobrazovány na displeji EIS (*GDU 1060*), který slouží také jako uživatelské rozhraní k nastavení konfigurace. Dojde-li k selhání jednotky, na displeji EIS se zobrazí v příslušných polích červené křížky.

Jednotka přijímá data od těchto snímačů:

- Snímač tlaku paliva
- Snímač teploty oleje
- Snímač tlaku oleje
- Snímač teploty hlav válců
- Snímač teploty výfukových plynů
- Snímač množství paliva
- Snímač otáček
- Voltmetr
- Ampérmetr



Obr. 3.4: Jednotka GEA 110 [38]

3.2.4 Garmin GNC 255A (NAV/COM) [22], [23]

Radiostanice *GNC 255A* je jednotka o výkonu 10 W, která plní funkci:

- **Navigační**
 - vlastní příjem navigačních dat (VOR/LOC/GS) z NAV antény *GTN 750*
 - díky zdroji GPS (*GTN 750*) zobrazí vzdálenost, čas, rychlost vůči zemi
 - grafické znázornění CDI
- **Komunikační**
 - vlastní COM anténa
 - funkce radiostanice, propojení s audiopanelem *GMA 350*



Obr. 3.5: Jednotka GNC 255A [23]

3.2.5 Garmin GI-106A [36]

Zařízení *GI-106A* je ukazatel odchylky kurzu, v systému tedy plní funkci navigační. Data VOR/LOC/GS může přijímat ze dvou zdrojů – *GTN 750* nebo *GNC 255A*.



Obr. 3.6: CDI GI-106A [36]

3.2.6 Garmin GMA 350 [26]

Jednotka *GMA 350* je zcela digitální audiopanel, jehož hlavní funkcí je zpracování signálu od jednotek *GTN 750* a *GNC 255*. Pilotovi poskytuje veškerou zvukovou výstražnou signalizaci a dále mu umožňuje komunikaci s pozemními stanicemi i na palubě letounu (funkce interkom).

Obsahuje vlastní anténu *Marker Beacon*, díky které je schopný příjmu signálu polohových návěstidel během letové fáze přistání.



Obr. 3.7: Jednotka GMA 350 [26]

3.2.7 Garmin GTX 345 [35]

Jednotka *GTX 345* představuje odpovídač módu S s následujícími vlastnostmi:

- **ADS-B Out** (odpovídač automaticky vysílá informace o letounu okolnímu provozu a pozemním stanicím)
- **ADS-B In** umožňuje datový příjem informací
- **vlastní anténa** odpovídače
- zdroj **tlakové výšky**, vestavěné **stopky**



Obr. 3.8: Jednotka GTX 345 [24]

3.2.8 Bendix King KAP 140 [24]

Jednotka KAP 140 je digitální integrovaný systém autopilota. Jedná se o dvoukanalovou verzi (v orig. „rate-based“ autopilot) – pracuje na základě derivačních gyroskopů a indikace úhlové rychlosti. Mezi jeho schopnosti patří:

- automatické udržování výšky a kurzu
- funkce autotrim (automatického vyvážení)
- upozornění na nadmořskou výšku
- činnost autopilota je neustále sledována interními monitory, které ho v případě poruchy vypnou

Základními komponenty jsou letový počítač, servo mechanismy a gyroskop. Autopilot pracuje nezávisle na umělém horizontu letadla, proto je v případě selhání vakuového systému jeho funkce zachována.



Obr. 3.9: Jednotka B. K. KAP 140 [24]

3.2.9 Bendix King KN62 [28], [29]

Zařízení DME (*Distance Measuring Equipment*) KN 62 je druhem sekundárního radaru (SSR), který pracuje na principu aktivní spolupráce dotazovače a odpovídače. Mezi jeho vlastnosti patří:

- zobrazení vzdálenosti k pozemní stanici, hodnoty rychlosti vůči zemi, frekvence a času k pozemní stanici
- obsahuje vlastní anténu DME pro příjem dat
- pro komunikaci s *GDU 1060* je propojený s adaptérem *GAD 43e*



Obr. 3.10: Jednotka B. K. KN 62A [25]

3.2.10 Garmin GSR 56 [30]

Jednotka *GSR 56* se skládá z vysílače a přijímače, a má následující vlastnosti:

- poskytnutí globálních informací o počasí na vyžádání prostřednictvím satelitní sítě Iridium⁶ (jedná se o zpoplatněnou službu)
- umožňuje bezdrátové datové spojení o nízké rychlosti
- primárním uživatelským rozhraním *GDU 1060*
- vlastní anténa Iridium pro příjem dat

3.2.11 Garmin Flight Stream 210 [32]

Jednotka *Flight Stream 210* obecně zajišťuje přenos dat pomocí technologie Bluetooth. Jedná se o vzdáleně montovanou jednotku bez ovládacích či zobrazovacích prvků. V této konfiguraci slouží pro přenos dat (např. letového plánu), obecně zařízení komunikuje s aplikací *Garmin Pilot*.

3.1.12 Záložní přístroje

Součástí navrženého avionického systému jsou již certifikované a v letectví běžně používané záložní přístroje:

- **Rychloměr** (*P/N S3325-6*)
- **Výškoměr** (*P/N 5934PD-3A.250*)
- **Umělý horizont** (*P/N S3326-1*)
- **Magnetický kompas** (*P/N C2200-L4*)

Všechny přístroje plní funkci zdroje informací v případě úplné ztráty zobrazení či zobrazení falešných dat na letových displejích.

⁶ Síť Iridium se skládá z 66 aktivních družic, které provozuje americká společnost Iridium Satellite LLC, a které jsou používány pro celosvětovou hlasovou a datovou komunikaci. (Původně mělo být satelitů 77, což je číslo spojené s protonovým číslem prvku Iridia, ze kterého vychází název.) Iridium má celosvětové pokrytí - včetně oceánů, polárních oblastí a letových cest. [31]

4

ANALÝZA SPOLEHLIVOSTI

4.1 Úvod

Spolehlivost je jednou z vlastností, které definují jakost produktu. Její definici lze formulovat:

„Spolehlivost je považována za obecnou schopnost výrobku plnit požadované funkce po stanovenou dobu a v daných podmínkách, která se vyjadřuje dílčími vlastnostmi jako bezporuchovost, životnost, opravitelnost, pohotovost, apod.“

Jde tedy o souhrnný termín používaný pro popis pohotovosti a činitelů, které ji ovlivňují. [27]

Hlavní požadavky na spolehlivost letadlové techniky obsahuje předpis EASA CS-23. Obecné požadavky jsou definovány v odstavci 23.1309 a dále specifikovány v poradním oběžníku FAA AC 23.1309-1E [8].

Základními požadavky jsou:

1. Selhání samostatného prvku nesmí způsobit katastrofickou událost,
2. maximální přípustné pravděpodobnosti jsou vztaženy k jejich důsledkům.

Jedním z nejčastěji užívaných ukazatelů spolehlivosti je tzv. *intenzita poruch* $\lambda(t)$.

Vzorec pro pravděpodobnost vzniku poruchy:

$$Q = \lambda \cdot \Delta t \quad (\Delta t \dots \text{průměrná doba letu})$$

Stanovíme-li průměrnou dobou letu 1 letovou hodinu, pak ze vzorce vyplývá, že $Q \cong \lambda$. Proto pro vyjádření pravděpodobnosti vzniku poruchy můžeme použít ukazatel intenzity poruchy.

Odhady pravděpodobností selhání jednotlivých analyzovaných prvků či systémů lze získat z provozních zkušeností, z komerčních databází spolehlivosti (pokud nejsou provozní data k dispozici), anebo pomocí provedení zkoušek spolehlivosti. Pro účely této práce byly hodnoty intenzit poruch analyzovaných prvků vyhledány v databázi *Quantarion Automated Databook (NPRD-2016, FMD-2016, EPRD-2014)* v. 4.21.

Kvalitativní rozbor bezpečnosti a spolehlivosti systému je možné provést pomocí různých metod – v této práci je aplikována *Analýza způsobů a důsledků poruchových stavů FMEA (Failure Mode and Effect Analysis)*. Jedná se o strukturovanou indukivní kvalitativní metodu, jejímž cílem je identifikovat způsoby poruch systémů, jejich příčiny a důsledky.

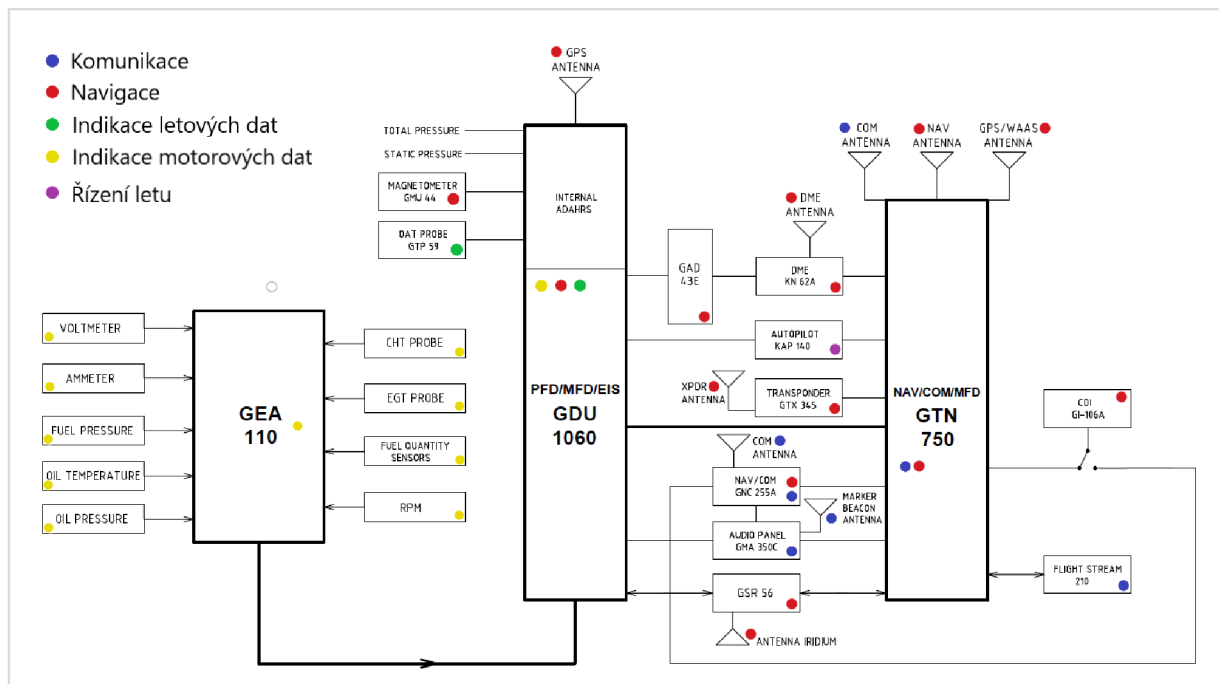
4.2 Analýza spolehlivosti

4.2.1 Seznam a popis hodnocených prvků

Předmětem analýzy je **28 prvků** (přístrojů) avionického systému vycházejících z blokového schématu (viz kapitola 3). Její součástí je Seznam prvků (*Příloha 1*), který obsahuje jejich označení, klasifikaci a způsoby poruch spolu s hodnotami intenzit poruch. Prvky byly rozděleny do 5 základních funkčních tříd, kterými jsou:

- i. Komunikace
- ii. Navigace
- iii. Indikace letových dat
- iv. Motorová indikace
- v. Řízení letu (autopilot)

Toto rozřazení je pro lepší vytvoření představy o jednotlivých funkcích prvků systému graficky znázorněno na následujícím blokovém schématu:



4.2.2 Hodnocené body předpisu

Analýza bezpečnosti a spolehlivosti představuje průkaz úplného plnění požadavků předpisu EASA CS-23 Amendment 4 – konkrétně bodů (a), (b) odstavce 23.1309:

(a) Každá součást vybavení, každý systém a každá zástavba:

(1) *Při plnění určené funkce nesmí nepříznivě ovlivňovat citlivost, funkci nebo přesnost:*

(i) Vybavení nezbytného pro bezpečný provoz; nebo

(ii) Ostatních vybavení, pokud nejsou k dispozici prostředky informující pilota o takovém účinku.

(2) U jednomotorového letadla musí být navrženy tak, aby byla *minimalizována nebezpečí pro letoun v případě pravděpodobné nesprávné činnosti nebo poruchy.*

(b) (2) Jsou-li systémy a související součásti posuzovány samostatně a ve vazbě na ostatní systémy:

(i) *Pravděpodobnost výskytu jakékoliv poruchy, která by mohla ohrozit bezpečnost letu a přistání letounu, musí být mimořádně nepravděpodobná (extremely improbable); a*

(ii) *Výskyt jakékoliv jiné poruchy, která by mohla výrazně snížit schopnost letounu nebo schopnost posádky vyrovnat se s nepříznivými provozními podmínkami, musí být nepravděpodobný (improbable). [3]*

Hodnocení důsledků poruch je provedeno na základě doporučení poradního oběžníku FAA AC 23.1309-1E, které je uvedeno v následující tabulce (Tab. 4.1). Oběžník stanovuje také třídu letounu (v tomto případě Třidu I, jak již bylo zmíněno) – v souladu s těmito požadavky by měly být pravděpodobnosti nastoupení poruchových stavů systému.

Tabulka je ponechána v originálním znění z důvodu přesnosti vyjádření.

Tab. 4.1 Doporučené hodnocení důsledků poruch dle AC 23.1309-1E [8]

Classification of Failure Conditions	No Safety Effect	<---Minor--->	<---Major--->	<---Hazardous--->	<Catastrophic>
Allowable Qualitative Probability	No Probability Requirement	Probable	Remote	Extremely Remote	Extremely Improbable
Effect on Airplane	No effect on operational capabilities or safety	Slight reduction in functional capabilities or safety margins	Significant reduction in functional capabilities or safety margins	Large reduction in functional capabilities or safety margins	Normally with hull loss
Effect on Occupants	Inconvenience for passengers	Physical discomfort for passengers	Physical distress to passengers, possibly including injuries	Serious or fatal injury to an occupant	Multiple fatalities
Effect on Flight Crew	No effect on flight crew	Slight increase in workload or use of emergency procedures	Physical discomfort or a significant increase in workload	Physical distress or excessive workload impairs ability to perform tasks	Fatal Injury or incapacitation
Classes of Airplanes:	Allowable Quantitative Probabilities and Software (SW) and Complex Hardware (HW) Development Assurance Levels (Note 2)				
Class I (Typically SRE 6,000 pounds or less)	No Probability or SW and HW Development Assurance Levels Requirement	<10 ⁻³ Note 1 P=D	<10 ⁻⁴ Notes 1 and 4 P=C, S=D	<10 ⁻⁵ Note 4 P=C, S=D	<10 ⁻⁶ Note 3 P=C, S=C

4.2.3 Analýza způsobů a důsledků poruch FMEA

Analýza FMEA je uvedena v *Příloze 2* této práce. Má formu tabulky, která obsahuje tyto položky:

- Označení a název prvku
- Popis funkce prvku
- Způsob poruchy
- Důsledek poruchy (fáze letu/ důsledek pro letoun)
- Hodnocení důsledku poruch na letoun

Pro stanovení letových fází jsou použity definice a zkratky ICAO.

Hlavním účelem analýzy je popis všech funkcí systému, jeho poruchových stavů a hodnocení důsledků jejich nastoupení. Analýza nebyla provedena za účelem přímé certifikace letounu, ale pro zhodnocení navržené architektury a vlastností avionického systému.

4.2.4 Použitá zjednodušení a předpoklady analýzy spolehlivosti

- (1) Analýze FMEA podléhá avionický systém jednopilotního letounu kategorie EASA CS-23, jehož architektura palubní desky je navržena tak, aby pilot mohl odečítat data z přístrojů v jakémkoliv režimu letu bez významného zvýšení zátěže.
- (2) Jsou uvažovány **pouze podmínky letu VFR**. V případě certifikace letounu podle požadavků IFR by došlo k rozšíření analýzy FMEA.
- (3) Na jednotlivé analyzované prvky systému je pohlíženo jako na funkční bloky.
- (4) Selhání jističů a vodičů jsou zanedbána, protože jejich pravděpodobnosti selhání jsou řádově méně pravděpodobné než pravděpodobnosti selhání uvažovaných poruchových stavů, a jejich selhání nemůže mít kvalitativně horší důsledky než selhání jednotlivých prvků avionického systému.
- (5) Předpokládá se použití již certifikovaných a v letectví běžně používaných záložních mechanických přístrojů, které spolehlivě vykonávají svou funkci. Proto nejsou součástí analyzovaných prvků. Konkrétní typy těchto přístrojů jsou uvedeny v kapitole 3.

4.3 Shrnutí výsledků analýzy

Předmětem hodnocení bezpečnosti a spolehlivosti bylo 28 prvků navrženého avionického systému.

Analýzou bylo prokázáno, že avionický systém vyhovuje požadavkům předpisů – samostatné selhání nebo porucha funkce žádného prvku nemá katastrofické důsledky.

Z výsledků hodnocení vyplývá, že u 7 analyzovaných prvků bylo hodnoceno 13 možných poruchových stavů jako závažné – **MAJOR** (nedojde-li současně k vícenásobné poruše). Seznam těchto prvků je pro přehlednost uveden v tabulce 4.2 – Seznam podstatných prvků. Tyto poruchy způsobí významné snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti letounu, viz doporučení poradního oběžníku FAA AC 23.1309-1E.

Z hodnocení dále vyplývá, že selhání 21 analyzovaných prvků bylo hodnoceno jako nezávažné (MINOR) a stav 1 prvku po poruše byl klasifikován bez vlivu na bezpečnost (NO SAFETY EFFECT) – jedná se o jednotku Flight Stream 210 umožňující synchronizaci dat pomocí technologie Bluetooth.

Pravděpodobnosti nastoupení všech poruchových stavů jsou v souladu s požadavky AC 23.1309-1E pro letouny třídy I.

Tabulka 4.2: Seznam podstatných prvků

<i>Název, označení prvku</i>		<i>Způsob poruchy</i>	<i>Hodnocení poruchového stavu</i>
1	GDU 1060 (PFD/MFD/EIS)	Falešné zobrazení vzdušné rychlosti ve fázích letu TOF, ICL, APR, LDG	MAJOR
		Falešné zobrazení výšky ve fázích letu TOF, ICL, APR, LDG	MAJOR
		Zobrazení falešných motorových dat	MAJOR (v případě současné poruchy motoru až HAZARDOUS)
2	Anténa GPS (GTN 750)	Degradovaná funkce antény (zobrazení a distribuce chybných GPS dat)	MAJOR
3	KAP 140 (autopilot)	Chybné řízení letu v jedné rovině	MAJOR
		Samovolná aktivace autopilota	MAJOR
		Ztráta schopnosti deaktivace autopilota	MAJOR
4	GMA 350c (audiopanel)	Porucha komunikačního rozhraní	MAJOR (v případě celkové ztráty komunikace až HAZARDOUS)
		Celková ztráta funkce jednotky	
5	GEA 110 (monitorovací jednotka motoru)	Celková ztráta funkce jednotky	MAJOR (v případě současné poruchy motoru až HAZARDOUS)
		Ztráta synchronizace dat s GDU 1060	
6	Snímač množství paliva	Falešná indikace množství paliva	MAJOR
7	GI-106A (CDI)	Zobrazení falešných dat ve fázi letu APR	MAJOR

Provedená analýza slouží jako podklad pro budoucí zhodnocení spolehlivosti navrženého avionického systému, nikoliv jako podklad pro samotnou certifikaci (proto bylo možné vzít v úvahu zmíněné předpoklady a zjednodušení), dále především jako průkaz splnění hlavního požadavku předpisů, že selhání samostatného prvku nezpůsobí katastrofickou událost. Tyto cíle byly splněny. Analýza je dále rozšířena o zhodnocení bezpečnosti systému z pohledu potenciálního napadení třetí osobou, viz kapitola 5.

5

SYSTEM SECURITY

5.1 Potenciálně ohrožené přístroje systému

Poslední kapitola této práce se týká potenciálního ovlivnění navrženého avionického systému třetí osobou. Kritickými prvky z pohledu bezpečnosti jsou takové prvky, které umožňují datový přenos, a u kterých probíhá aktualizace softwaru či databází pomocí datových karet. Tyto prvky jsou uvedeny v tabulce 5.1:

Tab. 5.1: Prvky potenciálního ovlivnění

<i>Název, označení přístroje</i>	<i>Potenciální ovlivnění</i>
GDU 1060 (PFD/MFD/EIS)	Aktualizace softwaru a databází pomocí SD karty (2 sloty)
GTN 750 (NAV/COM/MFD)	Aktualizace softwaru a databází pomocí SD karty
Flight Stream 210	Přenos dat pomocí Bluetooth
GTX 345 (Odpovídač)	Datový přenos ADS-B
GSR 56 (Satelitní příjem počasí)	Datový přenos informací o počasí

Jednotky *GDU 1060* a *GTN 750* nejsou vybaveny moduly pro bezdrátový přenos dat, proto se jejich napadení během letu nepředpokládá. Aktualizace softwaru a databází probíhá na zemi pomocí SD karet, což lze považovat za potenciální riziko úmyslného ovlivnění systému. Nejhorším důsledkem by mohlo být porušení integrity dat nebo napadení systému malwarem⁷.

Riziko napadení během letu se týká jednotek podporujících datový přenos mezi samotným prvkem avionického systému a externím zařízením mimo letoun – týká se tedy odpovídače *GTX 345*, který umožňuje přenos dat pomocí datalinku ADS-B, a jednotky *Flight Stream 210*, která poskytuje bezdrátovou komunikaci pomocí technologie Bluetooth.

Bezdrátové datové spojení o nízké rychlosti podporuje také jednotka *GSR 56*, která na vyžádání poskytuje globální informace o počasí. Jak již bylo zmíněno v kapitole 3, jednotka je vzdáleně montovaná a primárním uživatelským rozhraním je pro ni jednotka *GDU 1060*. Jedná se o službu, která je zpoplatněna, a která je provozována společností Iridium Satellite LLC, proto se očekává odpovídající zabezpečení přenosu dat na úrovni poskytovatele.

⁷ Malware je program určený k poškození nebo vniknutí do počítačového systému (z angl. **malicious software**). [39]

5.2 Důsledek pro avionický systém

Vzhledem ke skutečnosti, že veškeré aktualizace jsou prováděny během údržby letounu na zemi, se očekává, že chybná aktualizace softwaru bude odhalena nejpozději při předletové kontrole. Napadení malwarem v tomto ohledu představuje větší nebezpečí – za letu může způsobit celkovou ztrátu zobrazení dat či zobrazit falešné informace na obrazovkách *GDU 1060* a *GTN 750*. U jednotky *GTN 750* by potom byl rozhodující typ a rozsah poškození. V krajním případě by mohlo dojít ke ztrátě funkce radiostanice a nakonec k celkové ztrátě komunikace. Toto poškození by ale vyžadovalo implementaci škodlivého kódu pozemním personálem, což je vzhledem k uzavřenosti softwaru a bezpečnostním postupům provozu letadel extrémně nepravděpodobné. Tento potenciálně nejhorší důsledek by byl klasifikován jako HAZARDOUS.

Riziko potenciálního napadení za letu pomocí bezdrátové komunikace je nejvyšší u jednotky *Flight Stream 210*. Servisní režimy systému jsou spravovány pouze během pozemní údržby letounu, nejhorším důsledkem poškození by tedy mohlo být ovlivnění letového plánu některým z pasažérů. Jediným prvkem, který v rámci celého systému přímo ovlivňuje řízení letu, je jednotka autopilota. Nestandardní funkci této jednotky by měl pilot odhalit díky průběžné kontrole letu a zobrazovaných informací, a činnost autopilota pak některým z možných způsobů manuálně deaktivovat. V takovém případě by byla nejhorším důsledkem dočasná ztráta polohy letounu, což by bylo klasifikováno jako MAJOR.

5.3 Bezpečnostní opatření avionického systému

V případě, že dojde k napadení systému malwarem, má pilot k dispozici nezávisle zapojené letové a navigační přístroje. Konfigurace tohoto avionického systému umožňuje bezpečně dokončit let s mechanickými záložními přístroji poskytujícími základní letové informace (výškoměr, rychloměr, umělý horizont, magnetický kompas) a dále navigačními přístroji jako DME nebo CDI poskytující data VOR/LOC,GS. V případě ztráty komunikace pomocí radiostanice *GTN 750* má pilot k dispozici radiostanici *GNC 255A*. Pokud by došlo ke ztrátě funkce obou radiostanic, pilot nastavuje na odpovídači kód 7600 (ztráta spojení), tato porucha ale velmi závisí na typu a rozsahu poškození. Obecně nastane zvýšení pracovní zátěže pilota, ale nedojde-li k vícenásobné poruše, let může být bezpečně dokončen.

ZÁVĚR

Hlavním cílem této práce bylo vytvořit architekturu avionického systému pro malý cvičný letoun kategorie CS-23, jenž bude z pohledu použitých přístrojů a jejich zástavby vyhovovat požadavkům předpisů *EASA CS-23* (Hlava F) a *EU-OPS* (Hlava K, L), a následně provést hodnocení bezpečnosti a spolehlivosti tohoto systému pomocí analýzy spolehlivosti.

Přístup, který byl zvolen v průběhu tvorby práce, reflektuje současný přístup provozovatelů cvičných letounů této kategorie. Jedná se o provoz uživatelsky velmi oblíbených a spolehlivých letounů, jejichž palubní deska ovšem obsahuje zastaralé vybavení. Pro tyto provozovatele je ekonomicky výhodnější provést modernizaci palubní desky oproti nákupu nového letounu. Z toho důvodu se směr této práce ubírá k přestavbě již existující palubní desky letounu, která by mohla být v první řadě certifikována pro podmínky VFR, a v budoucnu pro podmínky IFR (takový je běžný postup).

Tvorbě architektury systému předcházela rozbor předpisů a současného trhu s avionickými systémy pro tuto kategorii letounů, ve které byly zhodnoceny produkty výrobců, se kterými se lze v dnešní době nejčastěji setkat. Z produktů společností *Avidyne*, *Esterline CMC Electronics* a *Garmin* byl vybrán avionický systém *Garmin G500 TXi*, který vyhovuje požadavku zadání práce moderního avionického systému koncepce Glass Cockpit, a lze ho využít jako tzv. retrofit řešení. Následně byla provedena architektura avionického systému, tvorba blokového schématu a elektrického zapojení, na jejichž základě byla provedena analýza FMEA k prokázání bezpečnosti a spolehlivosti systému (viz Příloha 2).

V analýze byly zhodnoceny poruchové stavy 28 prvků (viz *Seznam prvků* v Příloze 1), na které bylo pohlíženo jako na prvky jednotlivých funkčních tříd systému. Bylo prokázáno, že selhání samostatného prvku navrženého avionického systému nezpůsobí katastrofickou událost. Výsledkem hodnocení (s přihlédnutím k použitým zjednodušením a předpokladům analýzy) je klasifikace 13 poruchových stavů jako **MAJOR** (závažné) u 7 prvků systému (viz Tab. 4.2, kap. 4). Poruchové stavy 21 prvků byly hodnoceny jako MINOR (nezávažné) a 1 prvek byl klasifikován bez vlivu na bezpečnost. Hodnocení bylo provedeno na základě doporučení poradního oběžníku *FAA AC 23.1309-1E*. Pravděpodobnosti nastoupení všech poruchových stavů jsou v souladu s požadavky tohoto oběžníku pro letouny *Třídy I*. Je podstatné zmínit, že hlavním účelem analýzy nebylo vytvoření podkladu pro certifikaci letounu, ale vytvoření podkladu pro zhodnocení spolehlivosti navrženého systému, což bylo splněno.

Poslední kapitolou je rozšíření analýzy o tzv. System Security, neboli zhodnocení potenciálního napadení navrženého systému třetí osobou. Potenciální ohrožení se týká 5 prvků avionického systému – *GDU 1060*, *GTN 750*, *GTX 345* (odpovědač), *Flight Stream 210* (Bluetooth) a *GSR 56* (informace o počasí). V nejhorším případě by za letu mohlo dojít ke ztrátě zobrazení na letových displejích vlivem malwaru (s tím je spojené největší riziko ztráty funkce radiostanice/celkové ztráty spojení, což závisí na typu a rozsahu poškození), anebo k dočasné ztrátě polohy při řízení letu autopilotem vlivem změny letového plánu. V prvním případě má pilot k dispozici záložní přístroje, se kterými je schopný bezpečně provést přistání. Nejhorším důsledkem by byla celková ztráta spojení, což by bylo klasifikováno jako HAZARDOUS. V případě, že by došlo k druhému poškození, musí pilot po identifikaci poruchy provést deaktivovací činnosti autopilota a přejít na ruční řízení letu. Tento stav by byl klasifikován jako MAJOR.

Seznam použitých zdrojů

- [1] MARTIN, Erica. What's Glass Cockpit?. Phoenix East Aviation [online]. 2017 [cit. 2018-03-05]. Dostupné z: <https://www.pea.com/blog/posts/whats-a-glass-cockpit/>
- [2] Glass cockpit. In: Wikipedia: the free encyclopedia [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-03-05]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Glass_cockpit
- [3] EASA CS-23 Amendment 4. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-23%20Amendment%204.pdf>
- [4] EU-OPS
- [5] Avidyne's Next-Generation Flight Deck -- Flying Entegra Release 9. AERO-NEWS NETWORK [online]. 2009 [cit. 2018-03-05]. Dostupné z: <http://www.aero-news.net/index.cfm?do=main.textpost&id=d2441603-ea17-4881-a7dd-7f74b2cd6b34>
- [6] GREENSPUN, Philip. Avidyne versus Garmin G1000 glass cockpits [online]. 2008 [cit. 2018-03-05]. Dostupné z: <http://philip.greenspun.com/flying/avidyne-versus-garmin>
- [7] CESSNA 172S (G1000 GLASS PANEL). In: American Air Flight Training, Inc. [online]. [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <http://fly-aaft.com/aircraft-and-simulator/cessna-172s-g1000-glass-panel/>
- [8] FAA AC23-1309-1E. Dostupné z: https://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC%2023.1309-1E.pdf
- [9] In: Eagle Creek Aviation Services [online]. [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://www.eagle-creek.com/services/avionics/avidyne-entegra-release-9/>
- [10] ZAJIŠŤOVÁNÍ PROVOZNÍ SPOLEHLIVOSTI V ETAPĚ NÁVRHU [online]. Praha, 2006 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: http://www.csq.cz/fileadmin/user_upload/Spolkova_cinnost/Odborne_skupiny/Spolehlivost/Sborniky/22_Spolehlivost_etapa_navrhu.pdf
- [11] Garmin International [online]. 2018 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://buy.garmin.com/en-US/US/in-the-air/general-aviation/cInTheAir-c582-p1.html>
- [12] Evropská integrace ATM. Řízení letového provozu ČR, s.p. [online]. [cit. 2018-03-07]. Dostupné z: <http://www.rlp.cz/spolecnost/tisk/Stranky/Evropsk%C3%A1IntegraceATM.aspx>
- [13] 500th G1000 Integrated Flight Deck Upgrade Delivered for King Air Aircraft. In: Garmin International [online]. 2018, 11.10.2017 [cit. 2018-03-07]. Dostupné z: <https://www.garmin.com/en-US/blog/aviation/500th-g1000-integrated-flight-deck-upgrade-delivered-king-air-aircraft/>
- [14] Announcement: Garmin Introduces G1000 NXi Next Generation Integrated Flight Deck. Garmin International [online]. 3.1.2017 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://www.garmin.com/en-US/blog/aviation/announcement-garmin-introduces-g1000-nxi-next-generation-integrated-flight-deck/>
- [15] MAREK, Pavel. Garmin G2000 - ani ryba ani rak. Aeroweb [online]. 2011 [cit. 2018-03-05]. Dostupné z: <https://www.aeroweb.cz/clanky/2924->

- [16] Flight management system. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_management_system
- [17] G500 TXi. Garmin International [online]. [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://buy.garmin.com/en-US/US/p/612862>
- [18] L-3 SmartDeck. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 14.12.2017 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/L-3_SmartDeck
- [19] EV-55 - Avionics (CZ): Avionika. *Evektor* [online]. 2018 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://www.evektor.cz/cz/node/20>
- [20] GARMIN INTERNATIONAL, INC. *G500/G600 TXi Pilot's Guide* [online]. Rev. D. U.S.A., 2018, 342 s. [cit. 2018-03-06]. 190-01717-10. Dostupné z: http://static.garmin.com/pumac/190-01717-10_D.pdf
- [21] GARMIN LTD. *GTN 725/750 Pilot's Guide* [online]. Rev. B. U.S.A., 2011, 418 s. [cit. 2018-04-21]. 190-01007-03. Dostupné z: https://static.garmincdn.com/pumac/190-01007-03_0B_web.pdf
- [22] GARMIN LTD. *Garmin GNC 255A/255B Pilot's Guide* [online]. Rev. A. U.S.A., 2012, 64 s. [cit. 2018-04-23]. 190-01182-01. Dostupné z: http://www.birrfeld.ch/fileadmin/user_upload/Flotte/Manual%20COM%20NAV%20Garmin%20GNC255.pdf
- [23] GNC 255. *Garmin International* [online]. [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://buy.garmin.com/en-US/US/p/102764>
- [24] KAP 140. *Bendix King* [online]. 2017 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <http://www.bendixking.com/Products/Discontinued/KAP-140>
- [25] KN62A. *Bendix King* [online]. 2017 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <http://www.bendixking.com/Products/Navigation-Communication/Distance-Measuring-Equipment/KN-62A>
- [26] GMA™ 350. *Garmin International* [online]. 2018 [cit. 2018-03-06]. Dostupné z: <https://buy.garmin.com/en-US/US/p/64297>
- [27] HOLUB, Rudolf a Zdeněk VINTR. *Spolehlivost letadlové techniky* [online]. Brno, 2001, 233 s. [cit. 2018-05-04]. Dostupné z: <http://lu.fme.vutbr.cz/files/SpolehlivostLetadloveTechniky.pdf>
- [28] HONEYWELL INTERNATIONAL INC. *Bendix/King Silver Crown Plus™ Avionics Systems Pilot's Guide* [online]. U.S.A., 2002 [cit. 2018-04-07]. 006-18034-0000. Dostupné z: <https://www.bendixking.com/HWL/media/PDF/PilotsGuides/PG-KAP140.pdf>
- [29] GARMIN LTD. *GAD 43 Installation Manual* [online]. Rev. B. U.S.A., 2009, 62 s. [cit. 2018-04-08]. 190-00899-00. Dostupné z: http://static.garmin.com/pumac/GAD43_GAD43InstallationManual.pdf
- [30] GARMIN LTD. *GSR 56 Installation Manual* [online]. Rev. F. 2010, 30 s. [cit. 2018-04-23]. 190-00836-00. Dostupné z: http://static.garmin.com/pumac/GSR56SatelliteReceiver_InstallationManual.pdf
- [31] Iridium Communications. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018, 1.4.2018 [cit. 2018-04-08]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Iridium_Communications

- [32] *Flight Stream 110/210 TSO Installation Manual* [online]. Revision F. USA, 2017 [cit. 2018-04-10].
- [33] *Bendix/King KAP 140 Flight Control System: Honeywell Installation Manual* [online]. Revision 6. 2002 [cit. 2018-04-10].
- [34] PETTIT, Duane a Andrew TURNBULL. FDC/NYMA, INC., HAMPTON, VIRGINIA. *General Aviation Aircraft Reliability Study* [online]. Hampton, Virginia, 2001 [cit. 2018-05-19]. NASA/CR-2001-210647. Dostupné z: <http://www.cs.odu.edu/~mln/ltrs-pdfs/NASA-2001-cr210647.pdf>
- [35] GARMIN LTD. *GTX 335/345 Pilot's Guide* [online]. Rev. C. U.S.A., 2016, 36 s. [cit. 2018-04-23]. 190-01499-00. Dostupné z: https://static.garmin.com/pumac/190-01499-00_C.pdf
- [36] GI-106A | Garmin. *Garmin International* [online]. 2018 [cit. 2018-04-13]. Dostupné z: <https://buy.garmin.com/en-US/US/p/6435#overview>
- [37] *2016 Annual Report* [online]. Washington, United States, 2016, 150 s. [cit. 2018-04-21]. M00-60331-00 0416. Dostupné z: https://www8.garmin.com/aboutGarmin/invRelations/reports/2016_Annual_Report.pdf
- [38] GARMIN INTERNATIONAL, INC. *G500/G600 TXi Part 23 AML STC Maintenance Manual* [online]. USA, 2017, 137 s. [cit. 2018-04-21]. 190-01717-B1. Dostupné z: http://static.garmin.com/pumac/190-01717-B1_01.pdf
- [39] Malware. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2018 [cit. 2018-05-19]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/Malware>
- [40] Garmin Unveils G500 TXi, G600 TXi, G700 TXi and EIS TXi: Scalable Touchscreen Solutions Redefine Aircraft TXi G500Panel Configurations. *Avionics Blog – Avionics to the Max!* [online]. 4.10.2017 [cit. 2018-04-21]. Dostupné z: <http://www.maxcraft.ca/blog/garmin-unveils-g500-txi-g600-txi-g700-txi-and-eis-txi/>

Seznam příloh

Příloha 1: Seznam prvků

Příloha 2: FMEA