



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

ZÁZNAMOVÉ ZAŘÍZENÍ LETECKÉHO MOTORU

AIRCRAFT'S ENGINE DATA RECORDER

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Michal Vrána

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Miroslav Červenka, Ph.D.

BRNO 2023

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Michal Vrána**
Studijní program: Letecká a kosmická technika
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Miroslav Červenka, Ph.D.**
Akademický rok: 2022/23

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:

Záznamové zařízení leteckého motoru

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Při používání leteckého motoru dochází k jeho tepelnému namáhání, při kterém může docházet k nežádoucím vlivům, jako je zvýšené opotřebování a tím pádem snížená životnost pohonné jednotky. Správný tepelný management letounu přitom může přímo ovlivnit pouze pilot letounu jeho správnou a citlivou obsluhou. Provozovatel letounu je toto schopen ovlivnit pouze správným výcvikem posádky, ovšem klasický GA letoun nemá prostředky pro kontrolu správného zacházení s motorem. Cílem práce je vyvinout zařízení, které by bylo schopné uhlídat pilota při správném zacházení s motorem a při nesprávném zacházení s ním upozornit pilota a provozovatele.

Cíle diplomové práce:

- (1) Přehled aktuálního stavu principů měření a zobrazování motorových veličin.
- (2) Souhrn vlivu mezních stavů na životnost motoru.
- (3) Návrh zařízení pro monitoring motorů Lycoming / Rotax / Walter Minor.
- (4) Návrh uživatelského rozhraní pro zobrazení hodnot, varovných hlášení + doporučení pilotovi.

Seznam doporučené literatury:

Aeropoint: Engine Monitoring. BendixKing [online]. Dostupné z: <https://www.bendixking.com/en/products/ifd/integrated-flight-decks/aeropoint>.

Aircraft Instruments: Principles and Applications. Second edition. ISBN 978-81-317-2813-0.

MARTINUSSEN, Monica a David R. HUNTER. Aviation Psychology and Human Factors. Second edition. Boca Raton: Taylor & Francis Group, 2018. ISBN 9781315152974.

Flughandbuch: DR400/180. Dijon: Avions Pierre Robin, 1976.

Garmin TXi EIS. Garmin [online]. Dostupné z: <https://www.garmin.com/en-US/p/690884>

GI 275 Engine Indication System (EIS). Garmin [online]. Dostupné z: <https://www.garmin.com/en-US/p/897577>

How to Avoid Sudden Cooling of Your Engine [online]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/content/how-avoid-sudden-cooling-your-engine>.

Instrumentation: ATPL Ground Training Series. Oxford: CAE Oxford Aviation Academy, 2014.

Operator's Manual: O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series. Lycoming, 2005.

Service Instruction No. 1094D [online]. March 25, 1994. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/Fuel%20Mixture%20Leaning%20Procedures.pdf>.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2022/23

V Brně, dne

L. S.

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

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato práce pojednává o záznamovém zařízení leteckého motoru. V první části je provedena rešerše aktuálních možností, dostupných na trhu a popis letounu a jeho pohonné jednotky, na kterém bude řešení zastavěno. Následuje rozbor vlastního řešení zařízení, včetně rozebrání různých výhod a nevýhod jednotlivých možností zobrazení a nastavení zařízení. V poslední části práce jsou další možnosti rozvoje zařízení a postprocessingu dat.

KLÍČOVÁ SLOVA

Avionika, motor, zařízení, motorové přístroje, údržba, ekonomika provozu, porucha

ABSTRACT

This thesis deals with aircraft engine monitoring system. In the first part a study of current solutions, available on the market is made. Next is the description of test airplane, where the prototype of the instrument will be tested. Description of prototype instrument, it's data handling and graphical solution are all analysed in the next chapter, with pros and cons of possible solutions. Last chapter deals with further instrument development and possible data postprocessing.

KEY WORDS

Avionics, engine, instrument, engine instrument, maintenance, operational cost, failure

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

VRÁNA, Michal. *Záznamové zařízení leteckého motoru*. Brno, 2023. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/149327>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Miroslav Červenka

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval mému vedoucímu diplomové práce Ing. Miroslavu Červenkovi, PhD. za ochotu, cenné rady, vstřícný přístup a pomoc při psaní této závěrečné práce a Aeroklubu Vyškov, z.s. za možnost umístit zařízení na reálný letoun. Velké díky patří také mé rodině a dalším známým za podporu během celého mého studia.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Čestně prohlašuji, že tato práce je mým původním dílem a zpracoval jsem ji samostatně pod vedením Ing. Miroslava Červenky, Ph.D. s využitím informačních zdrojů uvedených v seznamu.

V Bučovicích dne 25. května 2023

.....

Michal Vrána

Obsah

1. Úvod.....	11
1.1 Provozní charakteristika letounu	11
1.1.1 Představení letounu OK-VYA.....	11
1.2 Dostupná řešení na trhu	15
2. Vlastní řešení	18
2.1 Hardware	18
2.1.1 Avionická část	18
2.1.2 Senzorická část.....	19
2.1.3 Zapojení v letounu OK-VYA.....	22
2.2 Software	24
2.2.1 Úvod do softwaru záznamového zařízení	24
2.2.2 Prvotní analýza dat	24
2.2.3 Varianty řešení	31
2.2.4 Zvolené řešení	31
2.2.5 Ověření podmínek	42
2.3 Zobrazení dat	45
2.3.1 Množství informací	45
2.3.2 Čitelnost informací	45
2.3.3 Integrace displeje.....	46
2.3.4 Obrazová podoba	47
2.3.5 Pohyb ukazatele	48
2.4 Možnosti zobrazení	50

2.4.1	Číselná hodnota.....	50
2.4.2	Grafická zobrazení.....	50
2.5	Certifikační požadavky	54
3.	Rozvoj zařízení	55
3.1	Rozšíření zástavby na jiné pohonné jednotky	55
3.1.1	Motory Walter Minor, Mikron a řady M+	55
3.1.2	Motory Rotax.....	57
3.2	Možností postprocessingu dat.....	59
4.	Závěr.....	62
5.	Citace.....	64

1. Úvod

Jednou z problematik, které provozovatel letadel musí řešit je ekonomika jejich provozu. Tu ovlivňuje mnoho faktorů, přičemž jedním z nejvíce nežádoucích jsou neplánované náklady na opravy a servis letadla. Ty mohou vznikat nešetrným zacházením s jednotlivými letadlovými celky, kdy jeden z nejvíce opotřebovávaných letadlových celků díky nevhodnému zacházení je pohonná jednotka letadla, která může být náchylná na nešetrný provoz. Sem se řadí například zvýšené opotřebení např. z důvodu velkých teplotních skoků během provozu, ke kterému může dojít vlivem rozdílných tepelných závislostí jednotlivých materiálů. Cílem této práce je tedy vyvinout přístroj, který by provozovatel mohl osadit do letounu a který by nejen monitoroval jednotlivé motorové parametry, ale také vyhodnocoval jejich změny v reálném čase a na příliš hrubé zacházení by upozornil nejprve pilota a poté i provozovatele letounu, který na základě těchto dat může přijmout opatření, ať už ve formě dodatečného výcviku pilota nebo v úpravě ekonomiky provozu letadla v očekávání zvýšených servisních nákladů.

Pro naměření příslušných motorových dat pro správné nastavení softwaru přístroje byl testovací letoun vybaven primitivním záznamovým zařízením, které zaznamenává jednotlivé vybrané motorové veličiny, které poslouží jako simulační testovací data před nasazením prototypu přístroje do reálného provozu pro ověření funkčnosti prototypu před jeho nasazením do ostrého provozu v letounu.

1.1 Provozní charakteristika letounu

1.1.1 Představení letounu OK-VYA

Záznamové zařízení je nainstalováno na čtyřmístném jednomotorovém letounu Avions Pierre Robin DR400/180 francouzské výroby, imatrikulace OK-VYA. Tento letoun je vybaven motorem Lycoming O-360-A3A a pevnou kovovou vrtulí Sensenich 76EMS8-64. Je využíván na široké množství operací, od létání okruhů, přes navigační lety až po vleky kluzáků, provozuje jej Aeroklub Vyškov, z. s [1]. Díky tomuto širokému množství leteckých operací se motor nachází ve velkém množství velmi různorodých provozních režimů – při leteckém výcviku může z důvodu nácviku nouzových situací docházet k jeho velkým výkonovým změnám, například během simulace vysazení pohonné jednotky krátce po vzletu, kdy je výkon pohonné jednotky z plného výkonu snížen takřka na volnoběh. Při vlečení kluzáků je pohonná jednotka zase provozována několik minut na plný výkon, přičemž

po vypnutí kluzáků je výkon pohonné jednotky snížen a chlazení výrazně zvýšeno díky vysoké rychlosti při sestupu.



Obrázek 1.1 Sledovaný letoun Avions Pierre Robin DR400/180, na snímku s bývalou imatrikulací [2]

Tabulka 1-1 - Základní údaje letounu DR400/180 OK-VYA [1]

Rozpětí	8,72	m
Délka	6,96	m
Výška	2,23	m
Plocha křídla	14,2	m ²
Prázdná hmotnost	600	kg
Maximální vzletová hmotnost	1 100	kg
Maximální množství paliva	190	l
Cestovní rychlost	249	km/h
Dolet	1 470	km
Dostup	4 720	m

Letecké motory Lycoming řady 360 jsou čtyřválcové vzduchem chlazené motory, produkující 145 až 225 koňských sil (109 až 168 kW). Vyráběny jsou od roku 1955 až do současnosti, přičemž byly vyrobeny desítky tisíc kusů. Motor je vyráběn v několika verzích dle druhu provozu – karburátorová, akrobatická, vrtulníková, jako levotočivý nebo pravotočivý, a mnoho dalších. Karburátorová řada O-360 pak zahrnuje 167 různých variant motoru [3].

Tento konkrétní letoun je pak vybaven variantou Lycoming O-360-A3A. Jedná se o vzduchem chlazený čtyřválcový letecký motor o objemu 5,9 litru a výkonu 180 koňských sil při 2700 otáčkách za minutu. Jedná se o variantu vybavenou karburátorem, válce pak mají kompresní poměr 8,5:1. Tato konkrétní varianta je dále vybavena šesti pouzdry se speciální délkou ve vrtulové přírubě [1].



Obrázek 1.2 - Motor Lycoming z řady 360

Tabulka 1-2 Přehled mezních stavů motoru Lycoming O-360-A3A [4]

Nejvyšší přípustná teplota hlav válců	260	°C
Nejvyšší teplota válců	160	°C
Nejvyšší teplota oleje	118	°C
Maximální přípustné otáčky	2 700	ot./min
Maximální trvalé otáčky	2 600	ot./min
Používané palivo	Natural 95 nebo AVGAS 100LL	-

Ze zkušeností provozovatele také vyplynulo, že může při dlouhodobém provozu letounu ve vyšších otáčkách a za venkovních teplot vyšších než 20 °C dojít ke zvýšené teplotě oleje, typicky při vleků kluzáků v letních dnech.

1.2 Dostupná řešení na trhu

Garmin GI 275 (EIS)

Garmin GI 275 Engine Indication System je systém zobrazující motorové parametry pro letecké motory se čtyřmi nebo šesti válci. Kromě informací o motoru jako je teplota oleje, tlak oleje a teplota hlav válců zaznamenává také data dalších soustav jako množství a spotřeba paliva, napětí a dobíjení baterie. Umožňuje také automatickou synchronizaci dat do dedikované aplikace nebo webového rozhraní. Cena zařízení začíná na přibližně 95 tis. Kč (ke dni 27.04.2023) [5].



Obrázek 1.3 - Garmin 275 EIS [5]

Garmin TXi EIS

Dalším ze série certifikovaných zařízení od společnosti Garmin je Garmin TXi EIS, který poskytuje komplexní informace o systémech letadla – motorové hodnoty, údaje o palivové a elektrické soustavě, chytré asistenty pro například ochuzování motoru atd. Kromě toho, stejně jako předchozí zařízení, vede kompletní elektronické záznamy, které je možné zpětně prohlížet v dedikované aplikaci. Největší nevýhodou je pořizovací cena, činící cca 205 tis. Kč (dne 27.04.2023), která může v mnohých případech i přesáhnout cenu letadla samotného. Zařízení je také určeno především

pro integraci do tzv. *glass cockpit*, kdy je většina analogových přístrojů nahrazena několika multifunkčními obrazovkami [6].



Obrázek 1.4 - Garmin TXi EIS [6]

BendixKing AeroPoint

AeroPoint od americké firmy BendixKing je alternativou k výše zmíněným řešením od značky Garmin. Nabízí prakticky totožné funkce, jeho předností je ovšem pořizovací cena, činící cca 176 tis. Kč (dne 27.04.2023), která je nižší než produkty od společnosti Garmin [7].



Obrázek 1.5 - BendixKing AeroPoint [7]

Shrnutí dostupných řešení

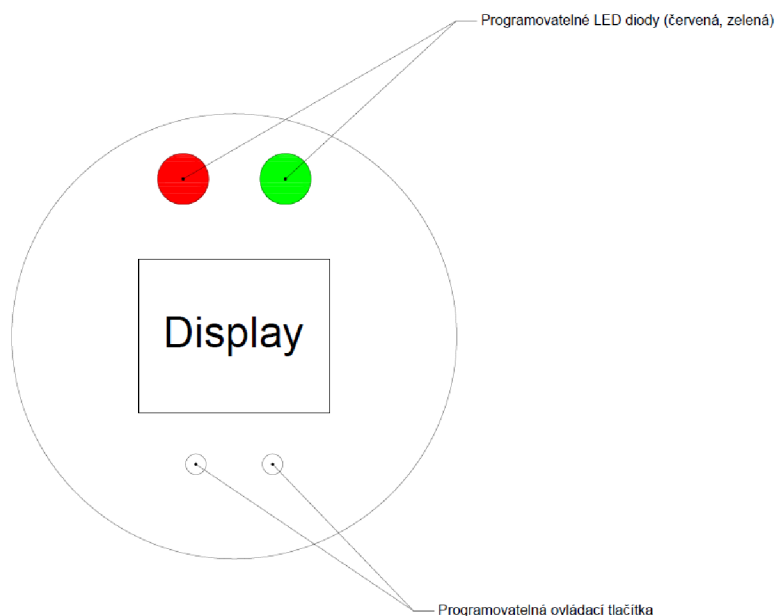
Výše uvedená řešení sdružují několik motorových a systémových přístrojů do sebe, což přináší výhodu především v jejich kompaktnosti. Jednotlivé veličiny umí zaznamenávat a upozorňovat na jejich překročení v nežádoucí čas. Neumí však komplexněji vyhodnocovat naměřená data ve vztahu k pilotovi.

2. Vlastní řešení

2.1 Hardware

2.1.1 Avionická část

Záznamové zařízení se skládá z přístroje umístěného v kabině letounu a je vybaveno barevným displejem, červenou a zelenou LED diodou a dvěma tlačítky. Jeho sensorová část se skládá z teplotního čidla, které měří teplotu hlavy válce na nejkritičtějším válci a GPS přijímače, který zaznamenává 3D polohu letounu v prostoru, rychlost vůči zemi, nadmořskou výšku, čas a počet sledovaných satelitů. Tyto data ukládá v CSV formátu do paměti, jejich stáhnutí je umožněno pomocí FTP přes Wi-Fi hotspot, případně manuálně z vestavěné MicroSD karty.



Obrázek 2.1 - Schematický náčrt zařízení

Jako základ je použit mikrokontroler ESP32 ve verzi s WiFi a BT modulem. Ten spolu s dvoujádrovým procesorem, 16 MB flash pamětí a 8 MB PSRAM poskytuje dostatečný výkon pro zvládnutí grafického zobrazování jednotlivých stavů a informací na displeji. Tato konfigurace, již zároveň byla v letadle vyzkoušena a bylo potvrzeno, že jednotlivé letadlové systémy a zdroje elektromagnetického záření spolu nijak neinterferují. Zároveň je na tento mikrokontroler poskytována dobrá podpora jak po hardwarové stránce, tak i softwarové. Záznamové zařízení je dále osazeno GPS přijímačem pro určení 3D polohy v prostoru a pro synchronizaci hodin zařízení. Dále je přítomen RTC (*Real Time Clock*) čip pro poskytnutí údajů o čase s dobrou

teplotní odolností vůči změnám teploty, která se v letadle v různých ročních obdobích vyskytuje. Pro lepší přístupnost a nahrávání nových verzí softwaru je pak panel z přední strany osazen USB portem a softwarovým převodníkem USB→UART.



Obrázek 2.2 - Neosazený modul s mikrokontrolerem ESP32 [8]

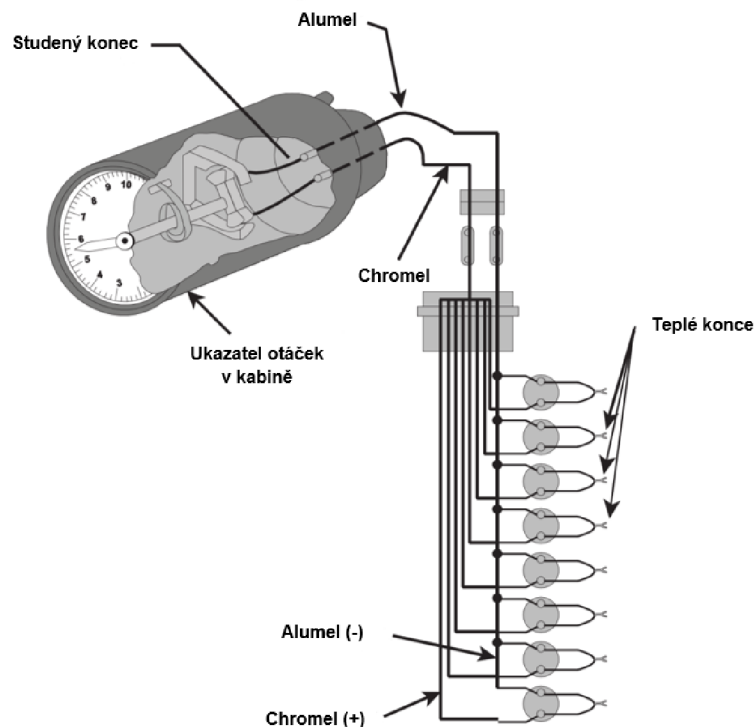
Výstup z mikrokontroleru je pak zobrazován na barevném 2“ displeji s rozlišením 176x220 pixelů, který je stavěný na již zmiňovaný velký teplotní rozsah. Celé zařízení je pak fixováno v obalu, vytištěným na 3D tiskárně tak, aby jej bylo možné zastavět do standardního otvoru pro letecký přístroj o průměru 3,16 palce.

2.1.2 Senzorická část

Senzorická část zařízení se skládá z periférií, které slouží jako vstupy dat, se kterými se dále pracuje. Tyto vstupy jsou především přijímač signálu GPS, který slouží k určení polohy v prostoru, času a rychlosti vůči zemi, snímač teploty motoru a venkovního vzduchu a snímač otáček motoru.

Čidlo teploty motoru a okolního vzduchu

Pro měření teploty motoru je použit teplotní senzor s tepelně odolnou kabeláží, jelikož se aparatura snímače nachází v tzv. horké části motoru. Nejčastějším a nejjednodušším senzorem je pak termočlánek, který funguje na principu tzv. Seebeckova efektu, kdy při různé teplotě jednotlivých částí termočlánek dojde ke generování elektrického napětí, který je dle jeho velikosti převeden na odpovídající teplotu. Při aplikaci tohoto řešení je nutné počítat se setrvačností měření, ať už z důvodu měření povrchu válce, z vlastního ohřevu článku, ale také kvůli faktu, že článek je ochlazován vzduchem, proudícím v motorovém prostoru. [9]

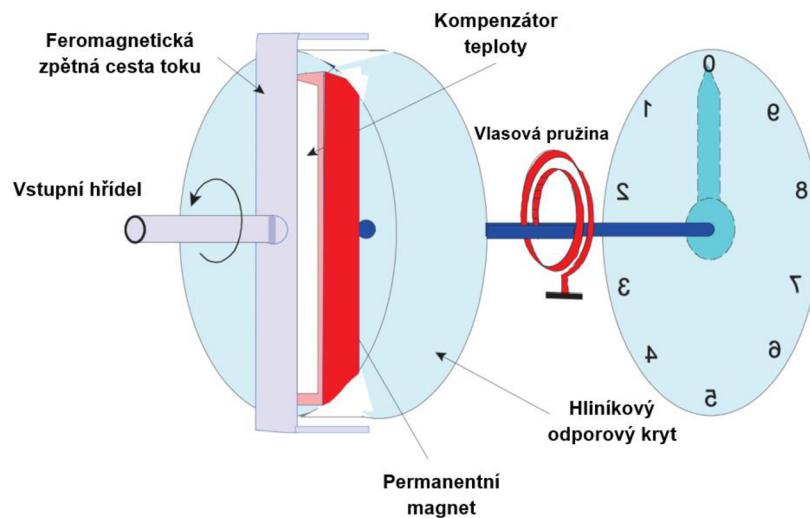


Obrázek 2.3 - Schematické znázornění měření teploty pomocí termočláňku v letadle [9]

Jako senzor teploty venkovního vzduchu je použit digitální teploměr. Čidlo je na letounu umístěno tak, aby bylo neovlivněné teplem z motorového prostoru a měřilo tzv. statickou teplotu vzduchu (tj. teplotu zabrzděného proudu vzduchu), ačkoliv tato teplota je do rychlosti zvuku Mach 0,2 velmi podobná skutečné teplotě vzduchu [9].

Otáčkoměr

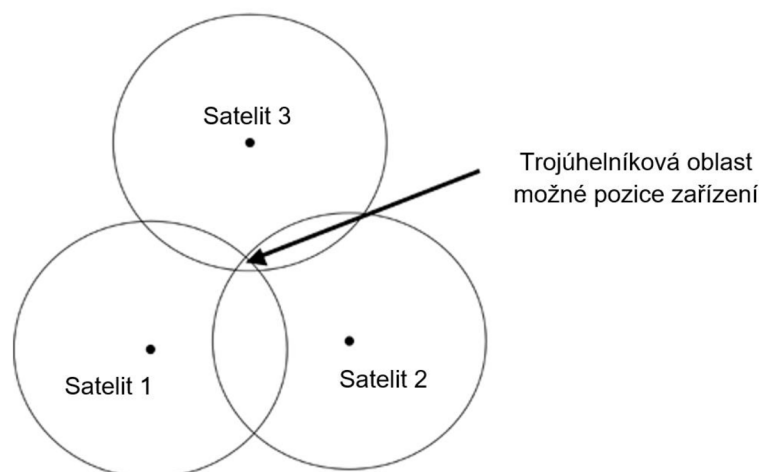
Otáčky motoru jsou měřeny mechanickým otáčkoměrem, měřícím rychlost otáčení klikové hřídele. Vstupní hřídel otáčí magnetem, který generuje vířivé (Foucaultovy) proudy vlivem změny magnetického indukčního toku. Velikost tohoto proudu je pak převedena na číselnou stupnici, ukazující otáčky motoru [9]. Vstup pro měření otáček motoru pak počítá elektrické pulzy, generované otáčením hřídele.



Obrázek 2.4 - Schematické znázornění měření otáček pomocí vířivých proudů [10]

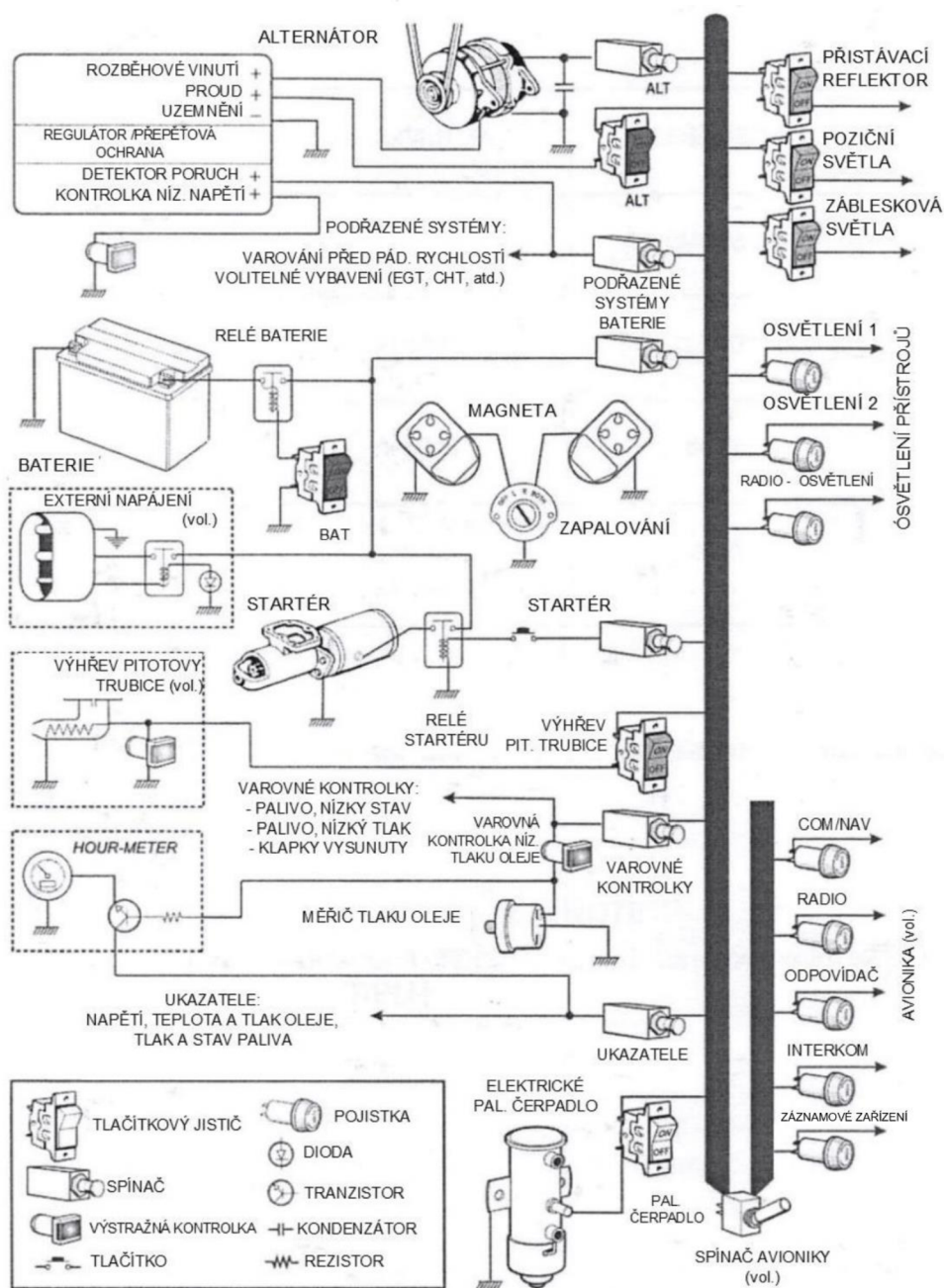
Přijímač GNSS (Global navigation satellite systém)

Pro měření polohy v prostoru, rychlosti letu vůči zemi a synchronizaci času je letoun vybaven přijímačem signálu GNSS (konkrétně americký GPS). Ten pomocí doby letu signálu ze satelitních družic a triangulace určuje polohu zařízení ve 3D prostoru. Numerickou integrací pak získává údaje o rychlosti zařízení. Pro přesné určení polohy jsou pak třeba minimálně tři satelity a jeden další pro korekci chyby hodin. S větším počtem satelitů pak roste přesnost určení polohy [11].



Obrázek 2.5 - Schematický náčrt funkce GNSS systému [12]

2.1.3 Zapojení v letounu OK-VYA

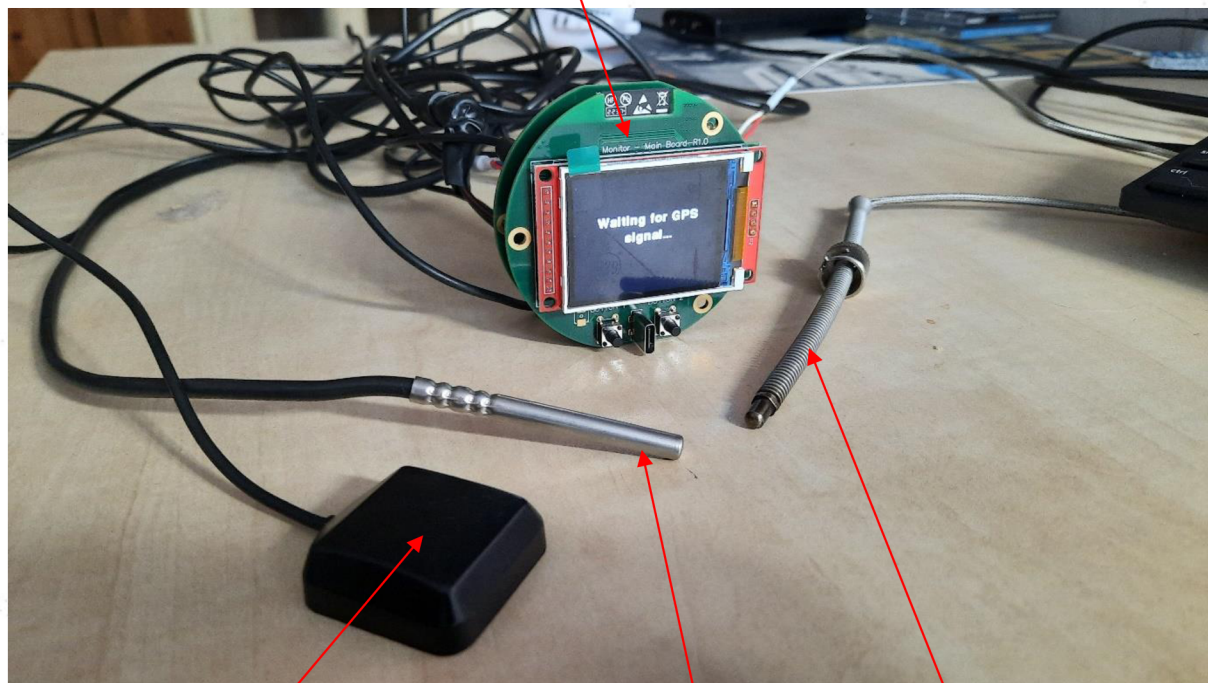


Obrázek 2.6 - Schéma elektrické soustavy letounu DR400/180 OK-VYA se zapojením záznamového zařízení [1]

Jak je vidno ze schématu výše, záznamové zařízení je napojeno na sběrnici avioniky. Jako ochrana obvodu je v obvodu ještě zapojena pojistka, sloužící jako ochrana proti přepětí. Zmíněný letoun není vybaven spínačem avioniky, namísto toho je avionická

sběrnice napojena přímo na hlavní sběrnici, takže při zapnutí hlavního vypínače dojde ke spuštění záznamového zařízení. Zařízení jako takové pak není vybaveno hardwarovým vypínačem, aby nemohlo dojít k jeho úmyslnému vypnutí pilotem. V případě potřeby je ale možné jej resetovat nebo pozastavit měření. Tyto funkce jsou ale spíše servisního charakteru a provádí se kombinací stisknutí a podržení ovládacích tlačítek.

Záznamové zařízení s displejem



GPS anténa

Čidlo teploty
okolního vzduchu

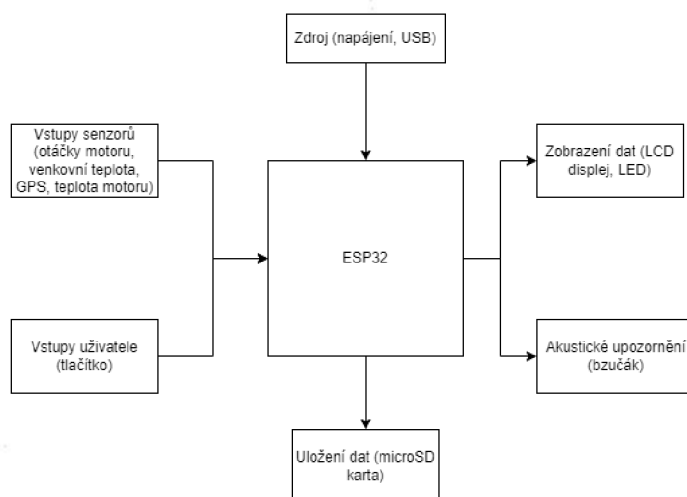
Čidlo teploty
hlav válců

Obrázek 2.7 – Záznamové zařízení během vývoje.

2.2 Software

2.2.1 Úvod do softwaru záznamového zařízení

Software zařízení je vyvíjen na platformě Arduino. Tento název sdružuje open-source hardware a software jednodeskových mikrokontrolerů a jejich sad. Hardware i software jsou licencovány pod GPL licenci, tj. jejich výroba je volně dostupná pro širokou veřejnost i firmy. Základní deska se skládá z několika input/output pinů, které mohou být napájeny na různé příslušenství. Některé modely pak disponují USB rozhraním pro lepší a jednodušší nahrávání softwaru. Programovacím jazykem je Arduino programming language, který je kombinací C a C++, a které má své integrované vývojové prostředí.



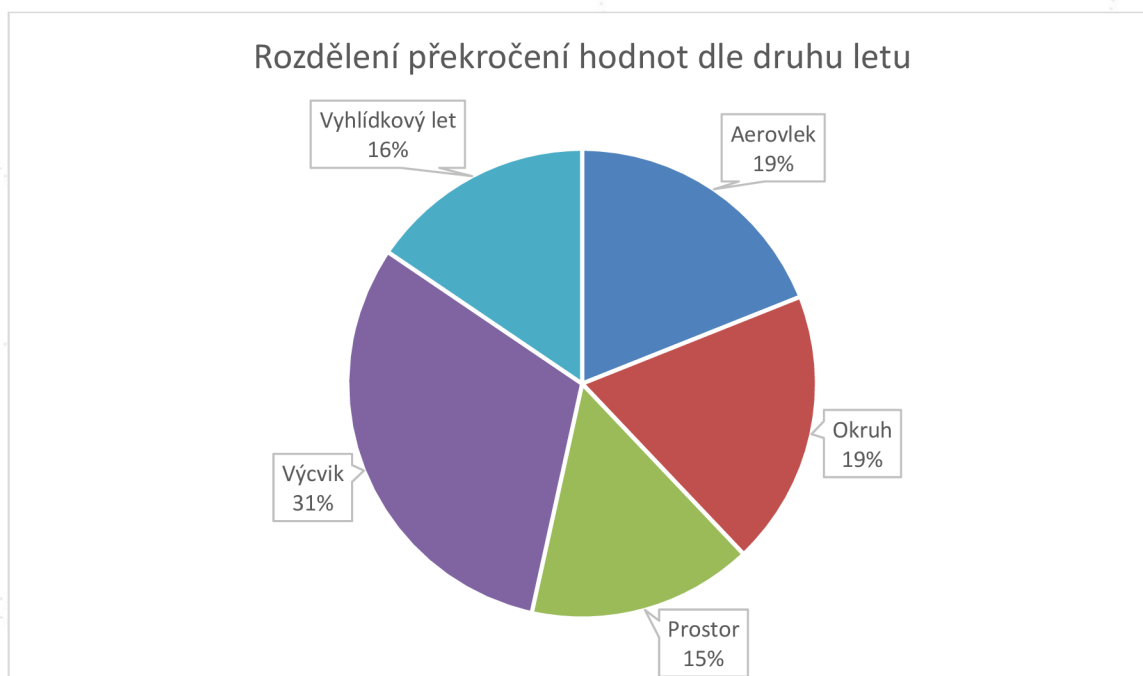
Obrázek 2.8 – Vstupy a výstupy zařízení

2.2.2 Prvotní analýza dat

Provozovatel letounu zařízení nainstaloval již na začátku roku 2021, přičemž bylo po celý rok v čistě záznamovém režimu. Tato data byla vyhodnocena za účelem nalezení kritických částí letu, na které je třeba se při nastavení algoritmu zaměřit. Očekávané úseky jsou ohřev motoru a přechody z režimu vysokého výkonu na nízký výkon, jako například přechod ze stoupání do klesání nebo lety po okruhu. Na těchto stejných datech bude také algoritmus testován, než bude naprogramován do zařízení v letadle. Tyto podmínky jsou dále detailně rozebrány v kapitole 2.2.2.2.

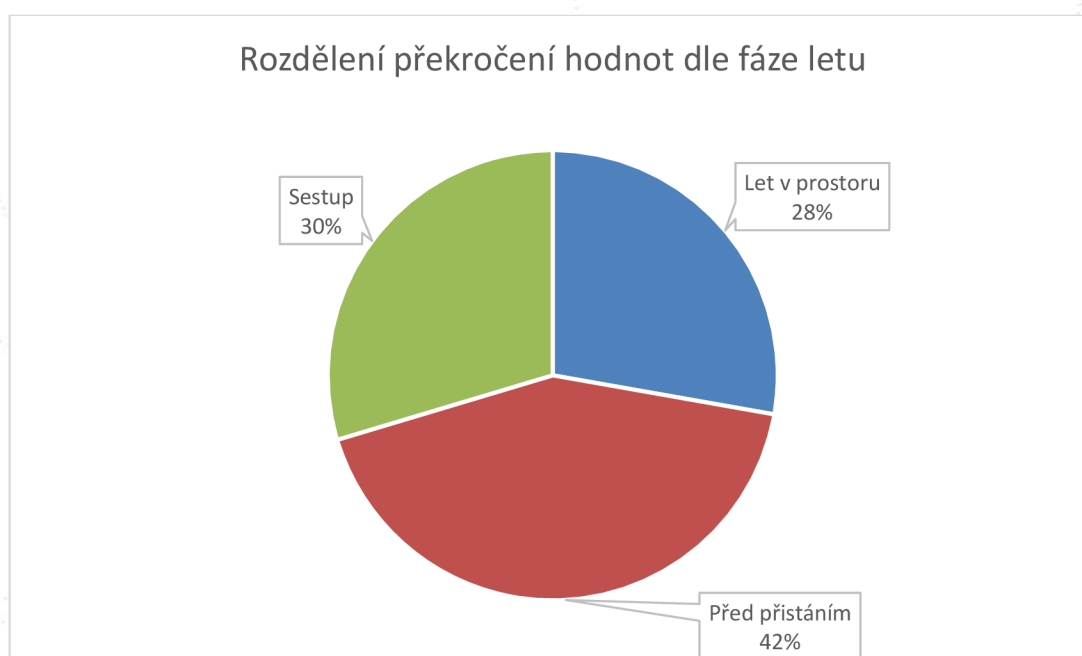
2.2.2.1 Rozdělení dle druhu letu

Nejprve došlo na rozbor překročení hodnot dle druhu letu. Je totiž očekávané, že vleky kluzáků budou mít na tepelné namáhání motoru největší vliv. Dalším očekávaným místem jsou výcvikové lety, kde bývá nutné v rámci nácviku nouzových přistání provést simulované vysazení pohonné jednotky prakticky v jakékoliv fázi letu. Tyto dvě fáze pravděpodobně nepůjdou vyloučit z provozu letounu, ovšem bude možné zmírnit jejich dopad. Z grafu 1 vidíme, že tyto dvě fáze tvoří 50 % všech případů, kdy došlo k překročení hodnot. Cílem tohoto projektu je tak radikálně minimalizovat překročení hodnot především u letů v prostoru a u vyhlídkových letů, kdy by k těmto porušením nemělo docházet a zmírnit také zastoupení letů po letištním okruhu.



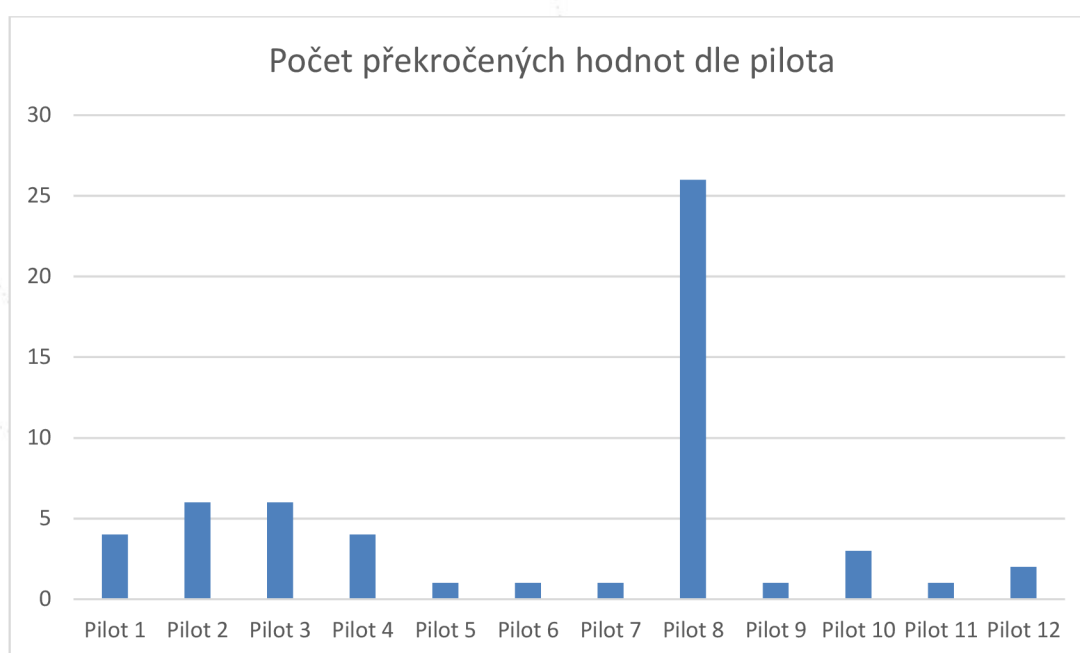
Graf 1 - Rozdělení překročení hodnot dle druhu letu

Další částí analýzy bylo zjištění, ve které fázi letu dochází k překročení hodnot. Zde jsou výsledky opět očekávané. Nejvíce byly hodnoty překročeny na finále, resp. těsně před přistáním, pravděpodobně z důvodu příliš dlouhého rozpočtu. Namísto, aby pilot zvolil delší přistání (bylo-li to možné) nebo opakování okruhu, snížil výkon motoru, u kterého tak došlo k příliš rychlému ochlazení. Druhým očekávaným činitelem je fáze sestupu, ať už po vypnutí kluzáku při aerovlekovém provozu nebo z příliš prudkého sestupu z traťového letu. Poměrně překvapivé je dle mého názoru relativně vysoký podíl překročení hodnotu u letů v prostoru. Po detailnějším rozboru těchto dat vyplynulo, že k překročení nejčastěji docházelo v případě nutného náhlého a krátkého sestupu nebo zpomalení během traťové fáze letu, ať už například z důvodu podlétnutí nějakého prostoru nebo při zatáčení nad nějakým bodem zájmu u vyhlídkových letů.



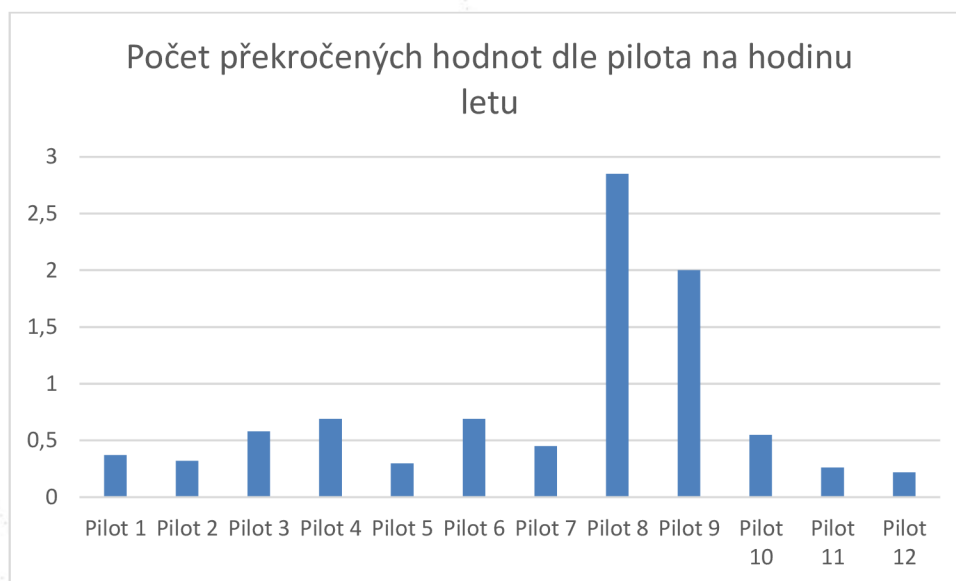
Graf 2 - Rozdělení překročení hodnot dle fáze letu

Dalším zajímavým rozbořem je rozdělení překročených hodnot dle pilota, který s letounem právě letěl. Z tohoto rozložení můžeme vyčíst, zda jsou překročené hodnoty relativně rovnoměrně rozloženy mezi jednotlivé piloty nebo zda nám některý pilot nebo piloti tvoří většinu případů. V tomto případě by se mohlo jednat spíše o problém v technice pilotáže jednotlivců, co se managementu motoru týče. Na grafu 3 vidíme celkový počet překročených hodnot za 2021 dle jednotlivých pilotů. Tomuto grafu nejvíce dominuje Pilot 8, má přibližně šestinásobně více případů porušení hodnot, než je průměr. Je ale nutné zmínit, že Pilot 8 působí jako instruktor základního výcviku na tomto typu, a tudíž jsou jeho data tímto výcvikem výrazně ovlivněna.



Graf 3 - Počet překročených hodnot dle pilota

Daleko zajímavější je ovšem stejný graf po přepočtu na počet překročených hodnot na hodinu letu pro jednotlivé piloty. Na něm můžeme pozorovat poměrně rovnoměrné rozložení překročených hodnot mezi jednotlivé piloty. Výjimku opět tvoří Pilot 8 z důvodu zmíněného výše. Tato data jsou ovšem ovlivněna celkovým náletem pilota za rok, což opět může tvořit určitou chybu. Tato chyba je nejvíce patrná u Pilotu 9, který za 2021 s letounem nalétal pouze 30 minut letu, během kterých překročil sledované hodnoty jednou, což způsobilo jeho relativně vysokou hodnotu.



Graf 4 - Počet překročených hodnot dle pilota na hodinu letu

2.2.2.2 Zjištění kritických oblastí

Dle Service Instruction číslo 1094D od výrobce motoru je doporučeno v dotčeném druhu provozu doporučeno provozování letounu na plně bohaté směsi, díky čemuž je zajištěno dodatečné chlazení motoru palivem a snížení provozní teploty motoru. Pro sestup pak výrobce doporučuje nepřekročit pokles teploty na válcích o více jak 50 °F za minutu, což odpovídá poklesu cca 0,17 °C [13]. Tento problém je nejvýraznější během sestupů po vypnutí kluzáku v aerovleku. Problém ale nastává ve způsobu měření, kdy teplotní čidlo zařízení dokáže reagovat na změny teploty rychleji než vestavěné čidlo, připojené k analogovému budíku.



Obrázek 2.9 - Analogový ukazatel teploty hlav válců (CHT) [14]

Další z oblastí hlídání je pak ohřev motoru, kdy by z důvodu nízké teploty motoru a oleje nemělo docházet k používání příliš velkých otáček, při kterých by mohlo docházet k internímu poškození motoru. Výrobce motoru uvádí postup pro zahřátí motoru následovně:

1. Letoun namířený proti větru
2. Nastavení bohatosti směsi v režimu „plně bohatá“
3. Vrtule na nejmenší úhel
4. Ohřívání motoru na otáčkách cca 1000-1200 ot. /min. Motor by neměl dlouho běžet na volnoběh a zároveň se nedoporučuje překračovat 2000 otáček na zemi.
5. Motor je dostatečně zahřátý pro vzlet, pokud je možné otevřít plynovou přípuť bez „škytnutí“. [15]

Ze zkušeností z praxe provozovatele ovšem vyplynulo, že tento způsob vyhodnocení stavu motoru není pro aeroklubový provoz dobře aplikovatelný a že je třeba zavést také kontrolu teploty motoru před zahájením letu.

Další kritickou částí je zpomalování na přistání v poloze po větru, kdy je nutné letoun zpomalit z rychlosti cca 220 km/h na max. 170 km/h, což je maximální rychlost pro let s vysunutými vztlačovými klapkami. V této fázi musí dojít k redukci výkonu, ovšem vlivem nízkého odporu letounu a jeho setrvačnosti je toto zpomalení relativně zdoluhavé. To pak může vést k přílišnému snížení výkonu motoru a následnému příliš rychlému ochlazení motoru.

Poslední kritickou částí je dochlazení motoru před jeho vypnutím. Zde může při vypnutí příliš teplého motoru dojít k samozápalům paliva, které mohou vést k poškození motoru. Výrobce motoru doporučuje následující postup:

1. Nastavit úhel vrtule na nejmenší, je-li to možné
2. Volnoběh, dokud nedojde k dostatečnému poklesu teploty hlav válců
3. Nastavení směsi do režimu plně chudá
4. Po zastavení motoru vypnout spínače [15]

Dle letové příručky letounu, konzultací s několika provozovateli a letovými příručkami letounů, vybavených stejným typem motoru byl postup pro dotčený letoun stanoven následovně:

1. Ochlazení motoru na 1200 ot./min, dokud nedojde k dostatečnému poklesu teploty hlav válců
2. Poté snížení výkonu na cca 950 otáček a sledování teploty výfukových plynů (EGT)
3. Po poklesu EGT na minimum plné ochuzení směsi
4. Po zastavení motoru vypnout spínače

Při tomto způsobu dojde k dostatečnému ochlazení motoru a vypnutí motoru bez samozápalů. Provozovatel ovšem celou dobu provozoval letouny s motory od firmy Rotax nebo Walter, které jsou konstrukčně jinak vyrobené a které nemívají tendence k samozápalům během vypínání. Další rozdílem z hlediska jejich provozu je skutečnost, že jejich vypnutí probíhá přepnutím přepínače magnet do polohy vypnuto a tím pádem vypnutím zapalovacích svíček na rozdíl od ochuzení zápalné směsi o palivo v případě motorů Lycoming.



Obrázek 2.10 - Analogový ukazatel teploty výfukových plynů (EGT) [16]

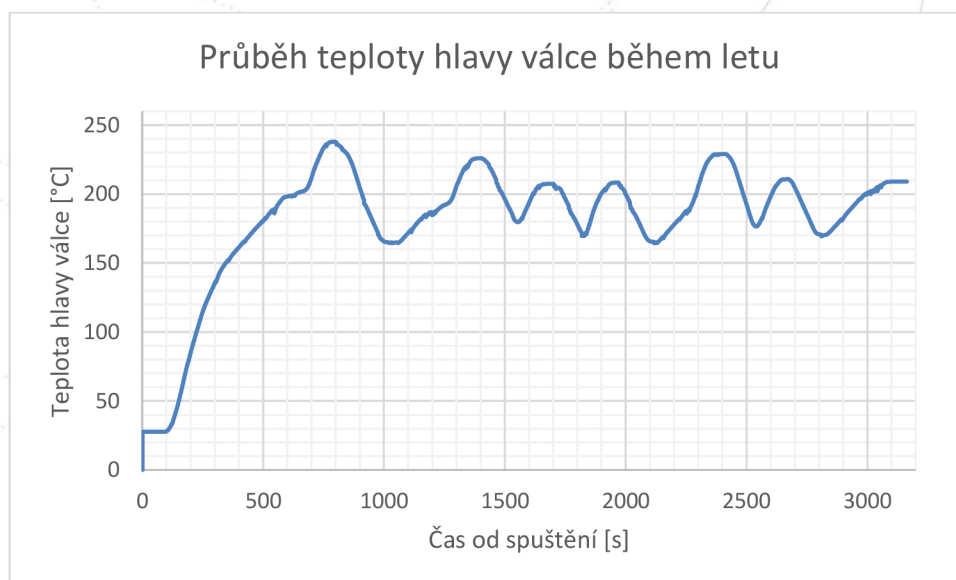
2.2.3 Varianty řešení

Pro ohřev motoru může být použita časová podmínka (např. ohřívání motoru na 1200 ot./min po dobu 5 minut) nebo pomocí gradientu teploty (tj. monitorování její změny za jednotku času). Výhodou časové podmínky je snadné naprogramování, nižší požadavky na výpočetní výkon a možnost zobrazení času ohřevu pilotovi. Nevýhodou je malá univerzálnost na široké množství vstupních podmínek a nejistota. Výhodou gradientu teploty je větší odolnost vůči vstupním podmínkám. Nevýhodou je vyšší požadavek na výpočetní výkon a nemožnost přesného zobrazení doby ohřevu.

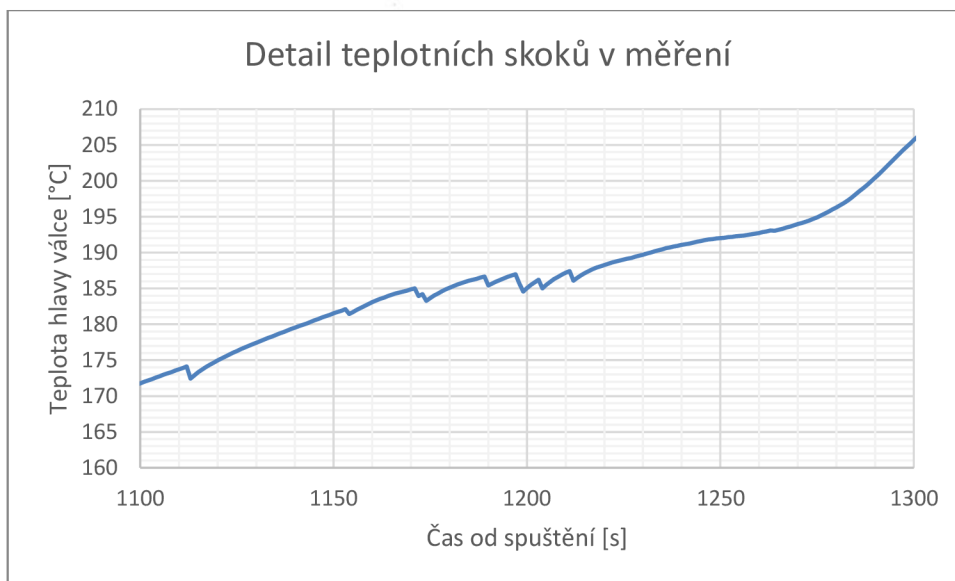
V případě letu je nutné použít vyhodnocení změny teploty motoru v závislosti na daných podmínkách, které bude dostatečně odolné vůči chybám měření a zároveň univerzálně aplikovatelné pro všechny případy.

2.2.4 Zvolené řešení

Zařízení každou vteřinu zaznamenává celkem 11 veličin – čas od spuštění zařízení, počet zachycených satelitů GPS, zeměpisnou délku, zeměpisnou šířku, rychlost vůči zemi, GPS výšku, datum, čas, teplotu motoru, venkovní teplotu a otáčky motoru. Praxe a záznamy ze zařízení ukázali, že zařízení funguje spolehlivě, ovšem pravděpodobně z důvodu chyby měření může dojít ke skoku sledované veličiny viz Graf 6 - Detail teplotních skoků v měření. To by mělo za následek tvorbu falešných varování a vznik určité nedůvěry v zařízení ze strany pilotů.

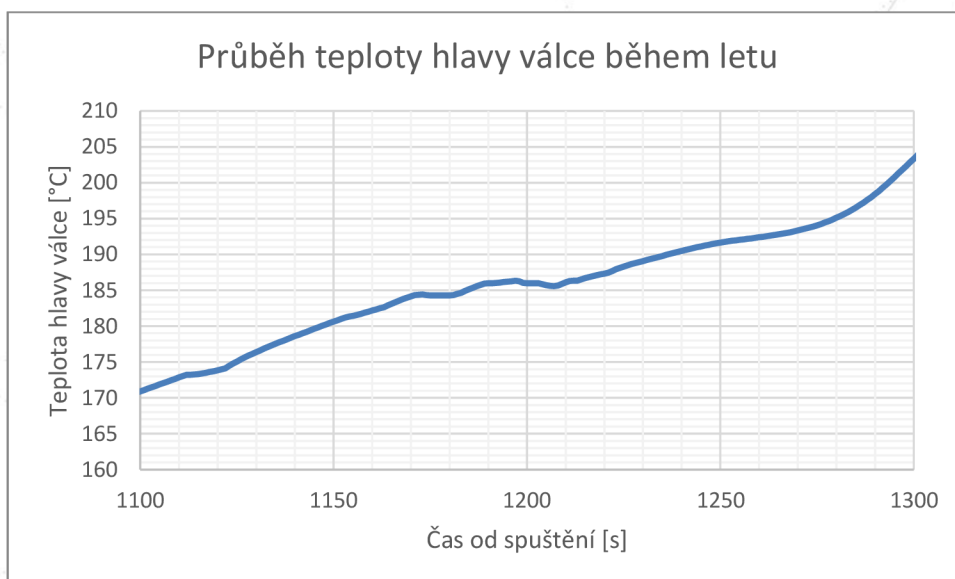


Graf 5 - Průběh teploty hlavy válce během letu



Graf 6 - Detail teplotních skoků v měření

Pro vyhlazení těchto teplotních skoků je pracováno s teplotou jakožto průměrem posledních deseti měření.



Graf 7 – Vyhlazený průběh teploty

Pro rozlišení jednotlivých stavů motoru jsou voleny následující stavy s příslušnými podmínkami.

2.2.4.1 Logické proměnné

EngOn – logická proměnná, která popisuje stav motoru. Je-li pravdivá, je motor spuštěn

Ground – logická proměnná, popisující stav letounu. Je-li letoun na zemi, je pravdivá, je-li v letu, je nepravdivá

Flight – logická proměnná, popisující zda-li letoun letěl nebo neletěl. Slouží pro zabránění spuštění stavu před vypnutím motoru během pojíždění na vzlet.

EngShutdown – logická proměnná, která je-li pravdivá, spustí se algoritmus pro ochlazování motoru a jeho spuštění

EngReady – logická proměnná, po splnění podmínek je motor považován za dostatečně ohřátý a s letounem je možné bezpečně odstartovat.

PropOverspeed – slouží k uchování informace, zda na motoru došlo k překročení nejvyšších přípustných otáček pro rychlou analýzu jednotlivých letů. Je pravdivá, pokud došlo k překročení nejvyšších přípustných otáček motoru.

ShockCooling – slouží k uchování informace o tom, zda došlo během letu k příliš rychlému ochlazení. Je pravdivá, pokud k tomuto došlo.

2.2.4.2 Na zemi, motor vypnut

Tento stav je aktivní za následujících podmínek:

- Otáčky motoru nižší nebo rovno než 400 ot./min
- Je-li GPS rychlost pod minimální rychlostí, která činí 40 km/h

Jsou-li podmínky splnění, jsou přiřazeny následující hodnoty logickým proměnným

- Proměnné EngOn hodnota False
- Proměnné Ground hodnota True

2.2.4.3 Na zemi, motor spuštěn

Tento stav je aktivní za následujících podmínek:

- Otáčky motoru vyšší než 400 ot. /min
- Je-li GPS rychlost pod minimální rychlostí, která činí 40 km/h
- Proměnná EngShutdown má hodnotu False

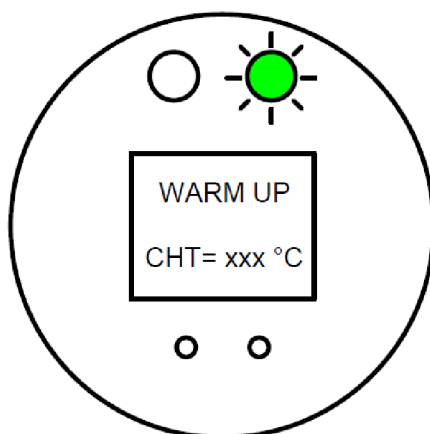
Splnění tohoto stavu je dále rozlišeno na další podstavy, zajišťující správný ohřev nebo ochlazení motoru.

2.2.4.4 Motor OK, ohřev

Tento stav je aktivní za následujících podmínek:

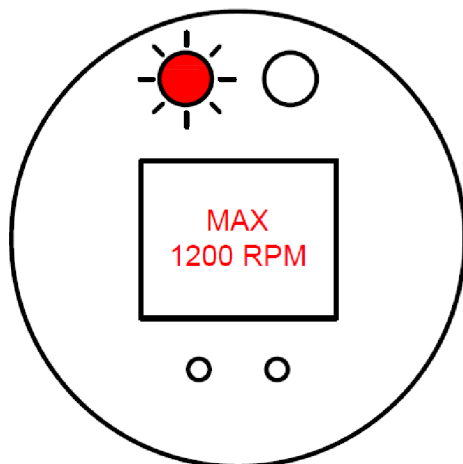
- Má-li logická proměnná Flight hodnotu False
- Má-li logická proměnná EngReady hodnotu False
- Je-li teplota motoru nižší než 150 °C

V tomto stavu jsou maximální možné otáčky stanoveny na 1300 ot. /min. Standardně probíhá ohřev na 1200 ot./min.



Obrázek 2.11 - Stavová hláška ohřevu

Při jejich překročení bude pilot upozorněn na jejich snížení.



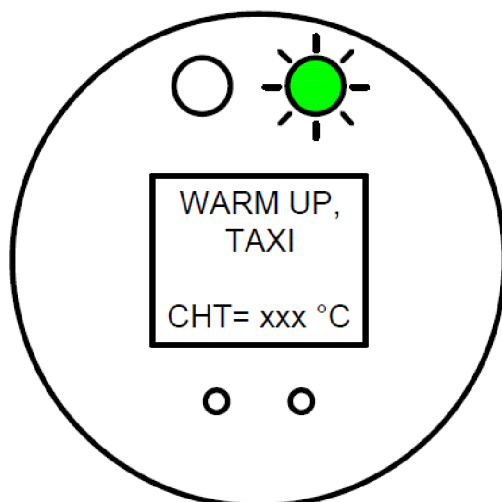
Obrázek 2.12 - Upozornění na příliš vysoké otáčky. Upozornění je doprovazeno akustickým upozorněním a blikající červenou LED diodou

2.2.4.5 Motor OK, ohřev, možnost pojíždění

Tento stav je aktivní za následujících podmínek:

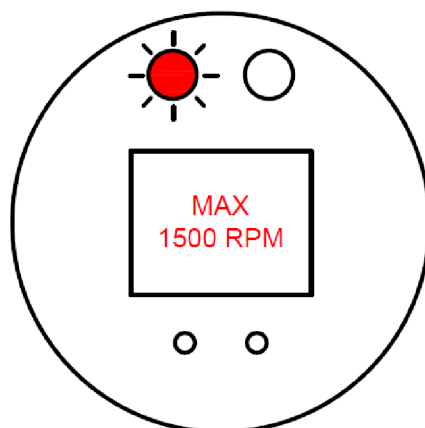
- Má-li logická proměnná Flight hodnotu False
- Má-li logická proměnná EngReady hodnotu False
- Je-li teplota motoru vyšší nebo rovna 150 °C
- Je-li nárůst teploty vyšší než 0,15 °C/s

V tomto stavu jsou maximální možné otáčky stanoveny na 1500 ot. /min. Ze známé praxe jsou tyto otáčky dostatečné pro pojíždění letounu.



Obrázek 2.13 – Stavová hláška ohřevu s možností pojíždění na vzlet

Při jejich překročení bude pilot upozorněn na jejich snížení.



Obrázek 2.14 - Upozornění na příliš vysoké otáčky. Upozornění je doprovázeno akustickým upozorněním a blikající červenou LED diodou

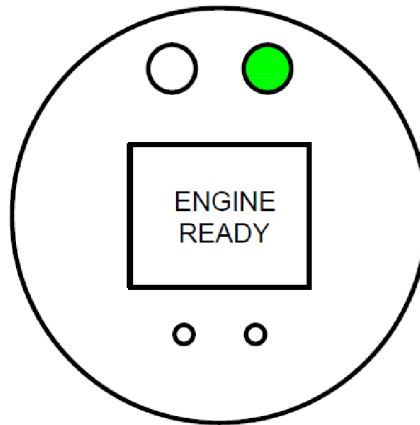
2.2.4.6 Motor OK, připraven k použití

Tento stav je aktivní v případě ohřevu za následujících podmínek:

- Je-li teplota motoru vyšší než 150 °C nebo růst teploty nižší než 0,15°C/s

Jsou-li podmínky splněny, jsou přiřazeny následující hodnoty logickým proměnným

- Proměnné EngReady hodnota True
- Proměnné EngShutdown hodnota False



Obrázek 2.15 - Stavová hláška dostatečně ohřátého a připraveného motoru

2.2.4.7 Vzlet

V průběhu vzletu jsou potlačeny upozornění a monitoring motoru z důvodu bezpečnosti. Tento stav je sdružen do stavu Monitoring OFF viz 2.2.4.13.

2.2.4.8 Let

Tento stav je aktivní v případě ohřevu za následujících podmínek:

- Jsou-li otáčky motoru vyšší než 1500 ot. /min
- Je-li GPS rychlost vyšší než 120 km/h nebo výška letounu v daném okamžiku vyšší než výška v čase 90 s od spuštění plus 30 metrů (tj. je-li letoun o 30 výše, než je GPS výška místa vzletu)
- Je-li pokles teploty nižší než 0,37 °C (jinak je považován za shock cooling, viz Lycoming bulletin)

Jsou-li podmínky splněny, jsou přiřazeny následující hodnoty logickým proměnným

- Proměnné Flight hodnota True
- Proměnné Ground hodnota False

Tento režim nevynucuje zobrazení chybové hlášky. Grafické zobrazení letových režimů je popsáno v kapitole 2.3.

2.2.4.9 Blízkost shock coolingu

Tento stav je aktivní v případě ohřevu za následujících podmínek:

- Jsou-li otáčky motoru vyšší než 800 ot. /min
- Je-li pokles teploty motoru mezi 0,37 °C/s a 0,5 °C/s
- Je-li podmínka Ground rovna False

Jsou-li podmínky splněny, jsou přiřazeny následující hodnoty logickým proměnným

- Proměnné Ground hodnota False

Tento režim nevynucuje zobrazení chybové hlášky. Grafické zobrazení letových režimů je popsáno v kapitole 2.3.

2.2.4.10 Shock cooling

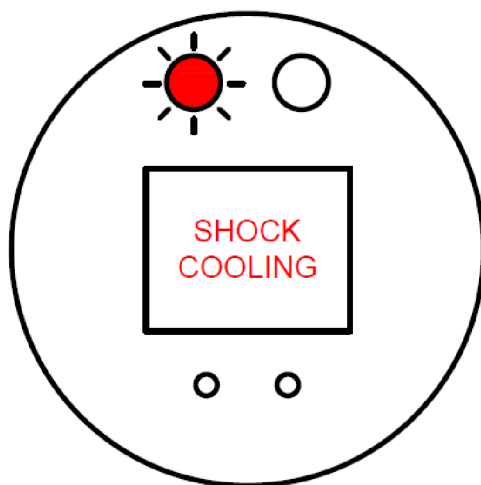
Tento stav je aktivní v případě ohřevu za následujících podmínek:

- Jsou-li otáčky motoru vyšší než 800 ot. /min
- Je-li pokles teploty motoru vyšší než 0,5 °C/s
- Je-li podmínka Ground rovna False

Jsou-li podmínky splněny, jsou přiřazeny následující hodnoty logickým proměnným

- Proměnné Ground hodnota False
- Proměnné Shock cooling hodnota True

Grafické zobrazení letových režimů je detailně popsáno v kapitole 2.3.



Obrázek 2.16 - Upozornění na příliš prudké ochlazování motoru. Upozornění je doprovázeno akustickým upozorněním a blikající červenou LED diodou

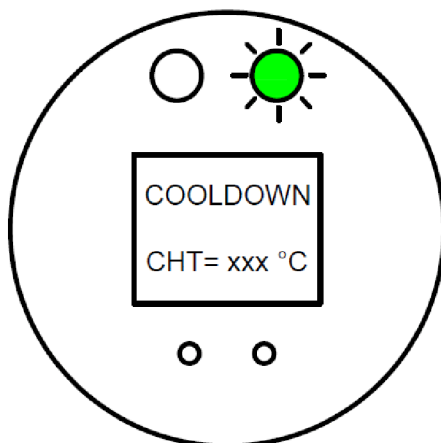
2.2.4.11 Přistání

Stejně jako u vzletu jsou potlačeny upozornění a monitoring motoru z důvodu bezpečnosti. Tento stav je sdružen do stavu Monitoring OFF viz níže

2.2.4.12 Po přistání, vypnutí motoru

Tento stav je aktivní v případě ohřevu za následujících podmínek:

- Je-li teplota hlav válců nižší než 170 °C nebo teplota přestane klesat
- Je-li podmínka Flight rovna True
- Je-li podmínka EngReady rovna True
- Je-li rychlost letounu rovna 0

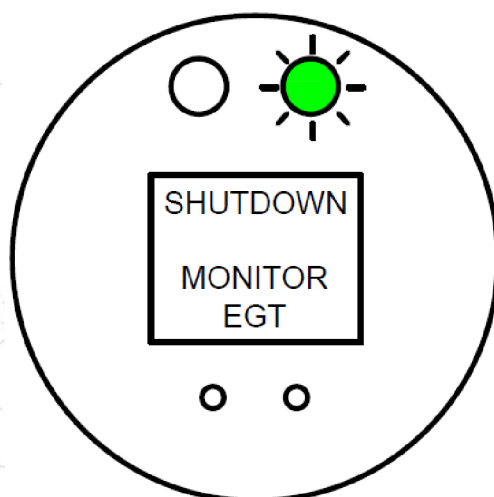


Obrázek 2.17 - Stavová hláška dochlazování motoru před vypnutím

Jsou-li podmínky splněny, jsou přiřazeny následující hodnoty logickým proměnným

- Proměnné Eng Shutdown hodnota True

Jakmile je splněna podmínka výše uvedená podmínka, očekává systém vypnutí motoru. Tato podmínka může být ovšem zrušena uvedením letounu do pohybu, případně vzletem.



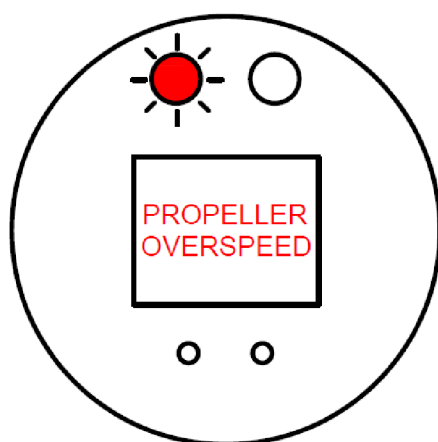
Obrázek 2.18 - Stavová hláška dostatečně ochlazeného motoru

2.2.4.13 Monitoring OFF

Tento stav je zvolen, nejsou-li splněny žádné z podmínek uvedených výše, tj. letoun se nachází ve vzletu, přistání případně v nestandardním provozním režimu jako je například vysazení motoru nebo porucha snímače čidla. Při tomto stavu nejsou aktivní žádné upozornění na displeji a monitorování motoru je vypnuto.

2.2.4.14 Přetočení motoru

Tento stav je zvolen, jsou-li překročeny maximální nepřekročitelné otáčky 2700 ot./min. Proměnná PropOverspeed změní hodnotu na True.



Obrázek 2.19 - Upozornění na příliš vysoké otáčky vrtule. Upozornění je doprovázeno akustickým upozorněním a blikající červenou LED diodou

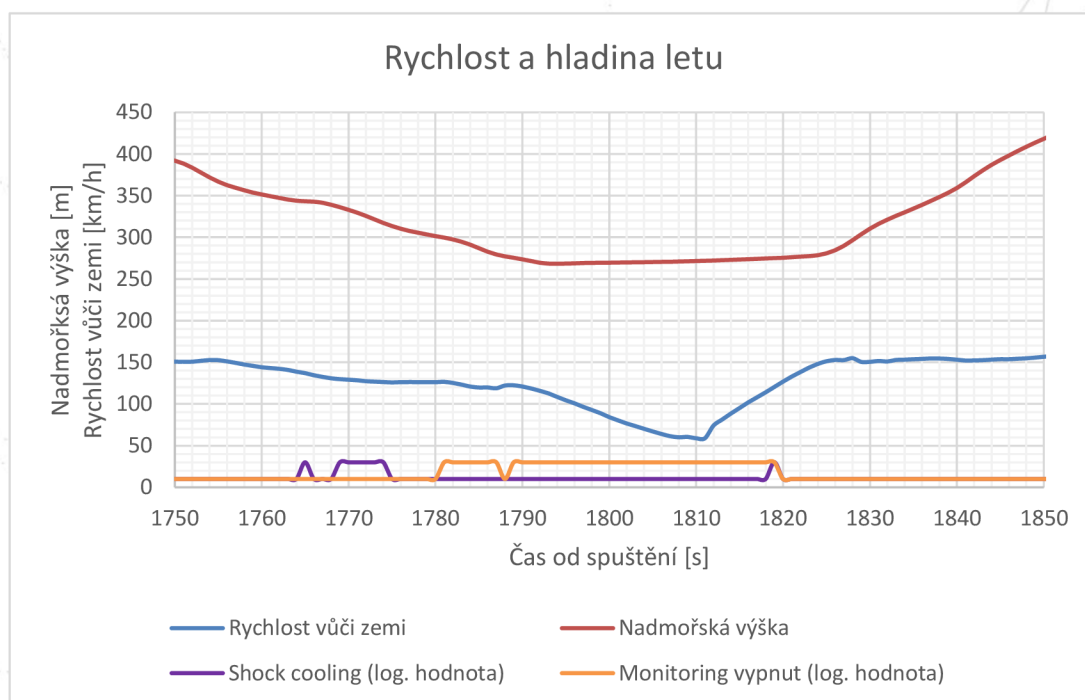
2.2.5 Ověření podmínek

Pro ověření funkčnosti podmínek před nahráním skriptu do zařízení je jeho funkčnost ověřena na náhodně zvolených údajích z letů z celého roku 2021, které provozovatel letounu poskytl. Lety pochází ze stejného záznamového zařízení

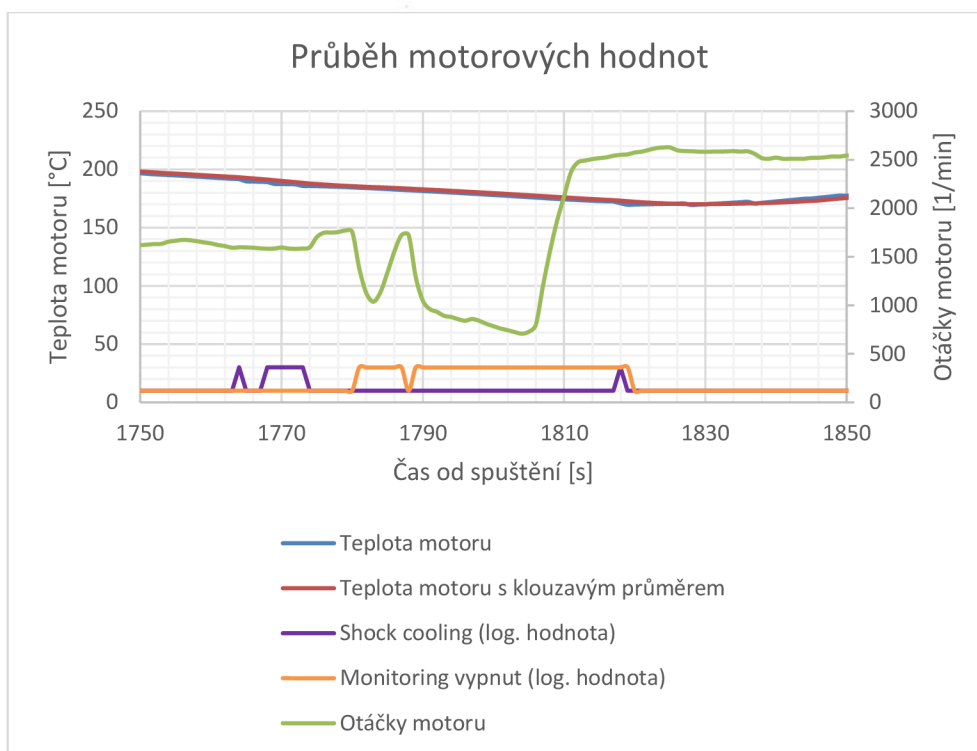
2.2.5.1 Let 1

Podrobnosti zkoumaného letu jsou následující:

Název souboru:	log_2021-07-16_09-50-11
Datum:	16. 07. 2021
Čas a místo vzletu:	10:10 UTC, LKVY
Čas a místo přistání:	10:35 UTC, LKVY
Délka letu:	0:25
Druh letu:	Výcvikové lety po okruhu
Venkovní teplota:	30 °C
Detail oblasti:	Letoun na přiblížení před přistáním



Graf 8 - Let 1 - Rychlost a hladina letu



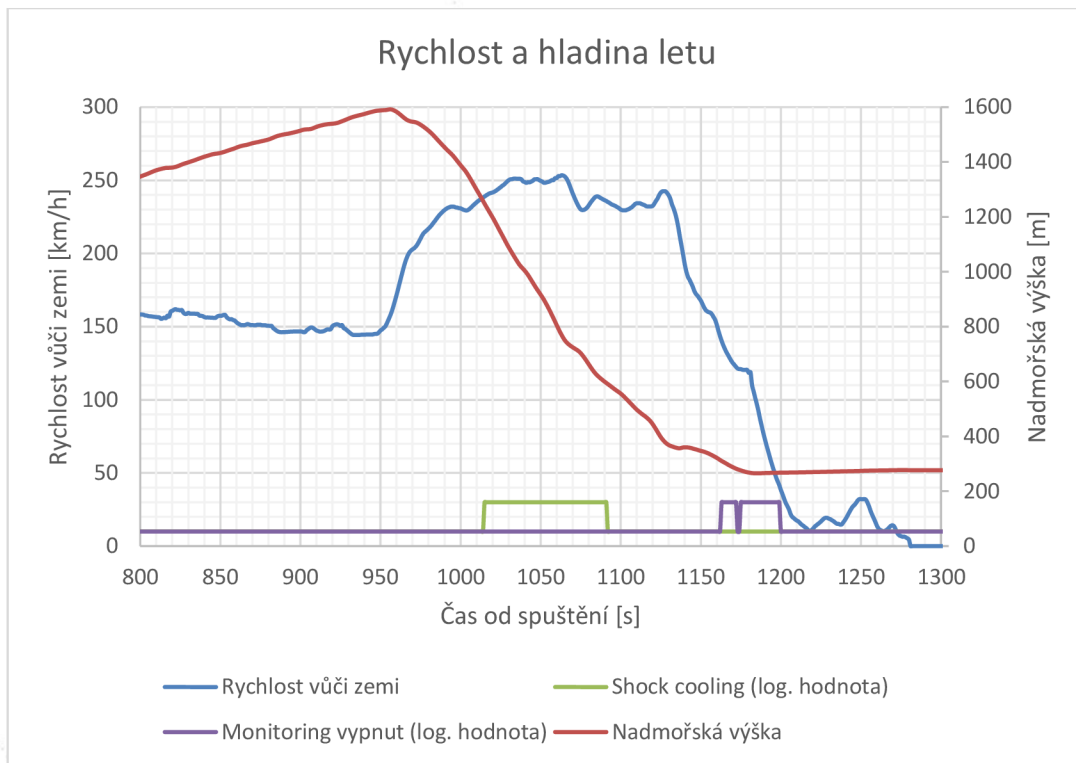
Graf 9 - Let 1 - Průběh motorových hodnot

Na detailech lze pozorovat přílišné ochlazení motoru, pravděpodobně z důvodu příliš strmého sestupu a z toho vyplývajících nízko zvolených otáček motoru. Kvůli tomu motor negeneruje dostatečné množství tepla pro zabránění příliš rychlého ochlazení. Lze také pozorovat správné vyhodnocení vypnutí monitoringu těsně před dotykem letounu, aby nedocházelo ke zbytečnému rozptylování posádky akustickými a vizuálními upozorněními.

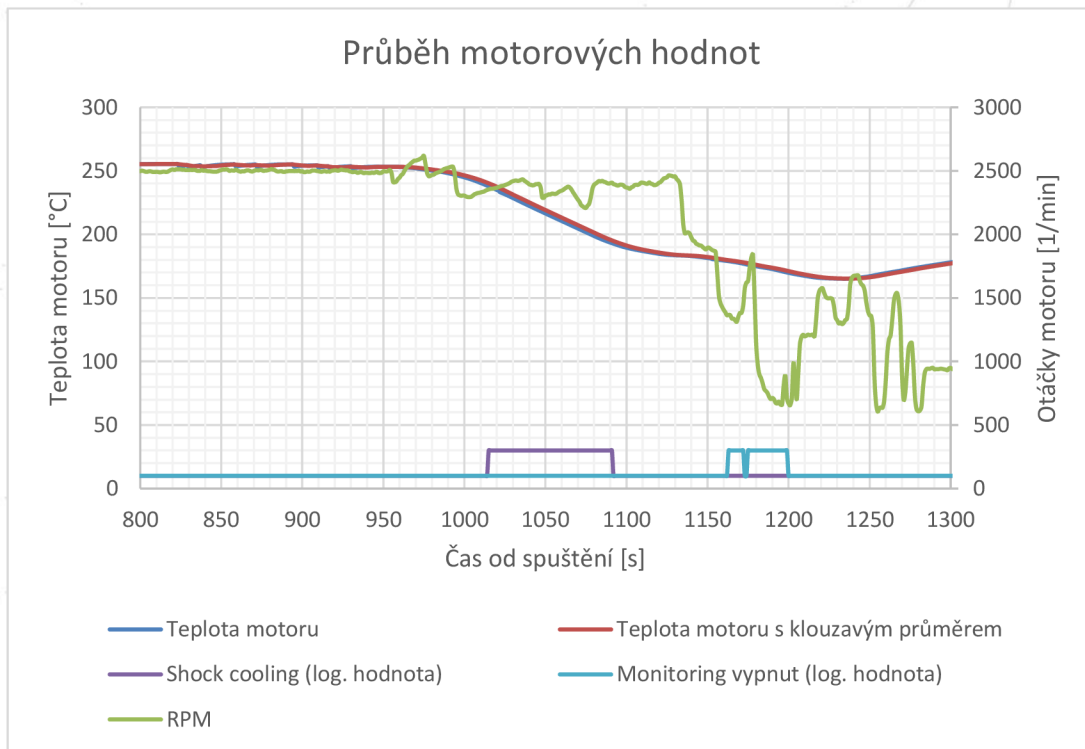
2.2.5.2 Let 2

Podrobnosti zkoumaného letu jsou následující:

Název souboru:	log_2021-06-27_08-36-02
Datum:	27.06.2021
Čas a místo vzletu:	08:39 UTC, LKVY
Čas a místo přistání:	08:55 UTC, LKVY
Délka letu:	0:16
Druh letu:	Aerovlek kluzáku do 1300 m AGL
Venkovní teplota:	26 °C
Detail oblasti:	Sestup letounu po vypnutí kluzáku



Graf 10 - Let 2 - Rychlost a hladina letu



Graf 11 - Let 2 - Průběh motorových hodnot

Stejně jako na minulém letu lze pozorovat přílišné ochlazení motoru, pravděpodobně z důvodu příliš strmého sestupu a z toho vyplývajících nízkých otáček motoru. Jako u minulého letu došlo k potlačení upozornění těsně před přistáním letounu.

2.3 Zobrazení dat

Aby systém přinesl kýžený výsledek, je nutné dodržet některé zásady návrhu systému tak, aby byl pro pilota co nejjednodušší, nejpřehlednější a tím pádem nejúčelnější.

2.3.1 Množství informací

Ačkoliv zařízení zaznamenává několik měřených veličin, se kterými dále pracuje, není nutné je všechny zobrazovat pilotovi po celou dobu letu. Účelem tohoto zařízení je, aby zobrazovalo ve vhodném zobrazení změnu teploty za čas. Podobným příkladem mohou být moderní systémy na dopravních letounech [17]. Systém OMS od firmy General Electrics je například schopen zaznamenat až 10 000 parametrů z pohonné jednotky a jejich přidružených soustav. Z těchto systémů je však pilotům zobrazen pouhý zlomek. Stejně podmínky platí i pro chybové hlášky.

2.3.2 Čitelnost informací

Aby informace byly pro posádku letadla užitečné, musí být čitelné za jakékoliv situace, která může na palubě letadla nastat. Jedním z důležitých bodů je fyzické umístění zařízení. To by mělo být umístěno ve vhodné vzdálenosti před pilotem tak, aby bylo v případě varovného systému, jako je tento, v zorném poli. S tím souvisí i vhodně zvolený displej, tj. jeho správná velikost, aby byl schopen zobrazit potřebné informace v dostatečné velikosti, ale také jeho typ, zajišťující dostatečný jas a kontrastní barvy, případně antireflexní fólie pro eliminaci odlesků od slunce. Posledním důležitým bodem pak zůstávají vibrace, při kterých musí zůstat displej čitelný. To se týká zejména zobrazení jednotlivých informací [17].



Obrázek 2.20 - Reálné testy zařízení ukázaly, že čitelnost displeje je i na přímém slunci dostatečná a přibližně shodná s jinými avionickými zařízeními

2.3.3 Integrace displeje

Fyzické umístění displeje je také důležité z hlediska seskupování ukazatelů jednotlivých informací, kdy nejdůležitější a výstražné informace jsou soustředěny do zorného pole pilota, přičemž méně důležité, resp. nekritické ukazatele jsou soustředěny ze zorného pole dále [17].



Obrázek 2.21 – Palubní deska s přístroji letounu Cessna 172 SP [18]

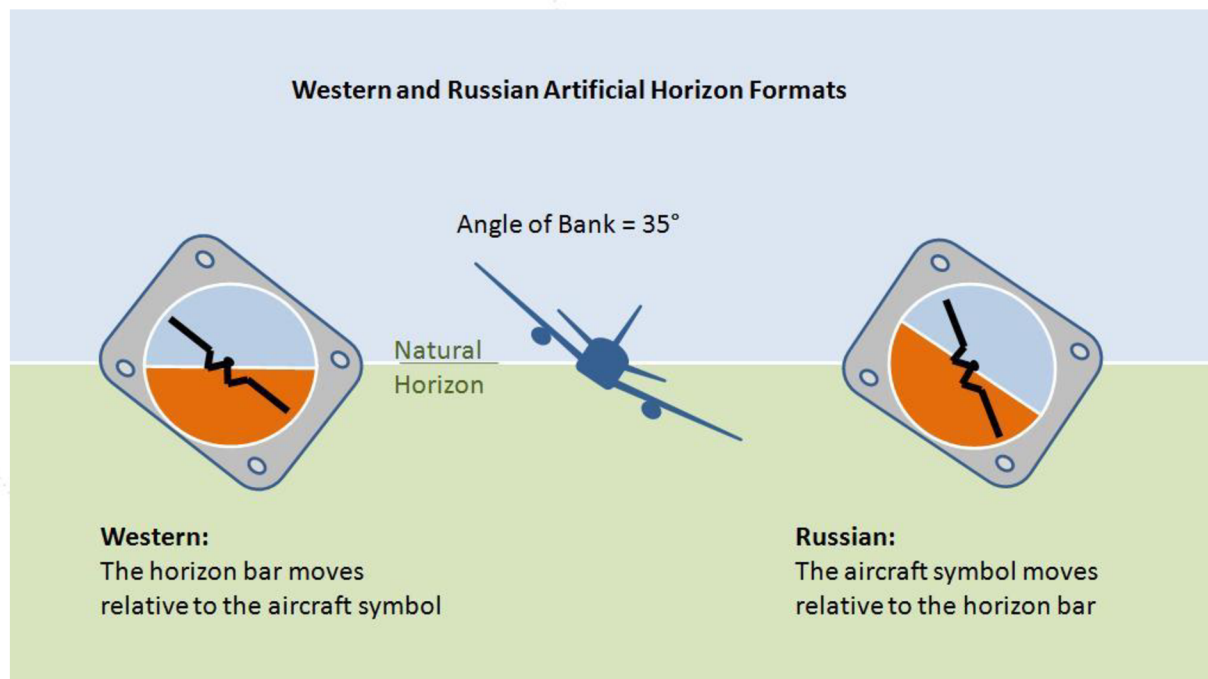
Jak lze vidět na obrázku výše, motorové přístroje Cessny 172 SP jsou sdruženy lehce mimo zorné pole pilota vlevo. V primárním zorném poli jsou pak umístěny přístroje letové a výstražné tablo. Radiové a navigační přístroje jsou pak umístěny vpravo.

V rámci těchto předpokladů je poloha přístroje volena sice mimo motorové přístroje, z důvodu příliš velkých rozměrů, avšak blízko varovného tabla, na kraj zorného pole. Z těchto důvodů musí být zobrazení přístroje nastaveno tak, aby nerušilo pilota neustálou změnou displeje, ale jeho pozornost přitáhlo pouze v době změny.

2.3.4 Obrazová podoba

Aby bylo použití přístroje pro pilota pohodlné, je vhodné, aby zvolená grafická podoba byla co nejjednodušší, nejjasnější a zároveň nej přirozenější. Vhodným příkladem pro ukázkou tohoto problému je srovnání zobrazení umělých horizontů v západní technice a sovětské technice. Tyto horizonty, ač fungující na stejném principu volí různé metody zobrazování, kdy západní natáčí rovinu umělého horizontu tak, aby zůstala stejná vůči reálnému horizontu. Oproti tomu východní filozofie ponechává horizont fixní a natáčí symbol letadla viz níže. Tento rozpor vedl

k nejdříve letecké nehodě, kdy si piloti létající s oběma typy horizontů zaměnili jejich smysl otáčení a při pokusu o vybrání nezvyklé polohy místo vybraní situaci ještě zhoršili [17].



Obrázek 2.22 - Srovnání dvou filozofických směrů zobrazení polohy na umělém horizontu [19]

2.3.5 Pohyb ukazatele

Podle tohoto principu by se indikátor na displeji měl pohybovat v souladu s mentálním modelem pilota. Pěknou ukázkou tohoto modelu je ukazatel vertikální rychlosti letounu, tzv. variometr. Zde se ručička přístroje při stoupání vychýlí směrem nahoru, při klesání směrem dolů a při letu v horizontu je s horizontem rovnoběžná.



Obrázek 2.23 - Ukazatel vertikální rychlosti letounu (variometr). Kladná výchylky, tj. stoupání vychýlí ručičku nahoru analogicky se směrem pohybu letounu [20]

Z těchto důvodů je nutné na displeji záznamového zařízení zvolit filozofii zobrazení, kdy při zvyšující se rychlosti ochlazování bude výchylka narůstat.

2.4 Možnosti zobrazení

2.4.1 Číselná hodnota

Zobrazení číselné hodnoty se v letectví používá velmi málo – prakticky pouze u údajů, které nemají pevně stanovené krajní meze nebo nebývají důležité pro bezpečnost letu. Pouze číselné zobrazení je využito například u systému FLYDAT od firmy TL Ultralight. Tento systém na překročení kritických hodnot reaguje blikáním dané hodnoty. Bez důkladné znalosti letové příručky ale nelze určit, ve které části intervalu se daná hodnota nachází. Tato limitace je dána dobou vzniku, kdy se v letectví ještě nepoužívali ve velké míře barevné displeje.



Obrázek 2.24 Systém FLYDAT představující zařízení zobrazující pouze číselné hodnoty jednotlivých veličin.

2.4.2 Grafická zobrazení

Velmi důležitým bodem kromě vlastního nastavení podmínek, je také nastavení upozornění a grafického rozhraní přístroje. Z psychologického hlediska by měl přístroj zobrazovat množství informací a upozornění „tak akorát.“

Jelikož je cílem přístroje ochránit motor před hrubým používáním, neměl by systém na sebe jakkoliv poutat pozornost, je-li s motorem zacházeno správně. Vizualní a akustické podněty by měl začít vydávat až v době, kdy hrozí nebezpeční překročení nastavených hodnot. Naopak pokud by přístroj na překročení hodnot upozorňoval nedostatečně, např. pouze vizualní signalizací která je lehce přehlédnutelná, postrádá pak svojí funkci.

Dalším důležitým bodem je spolehlivost chybových hlášek. Pokud by přístroj signalizovat překročení hodnot příliš často a zjevně nelegitimně, mohl by jej pilot vyhodnotit jako vadný a přestat věnovat upozorněním pozornost.

Velmi důležitým bodem je grafická reprezentace dat pilotovi. Pokud by přístroj zobrazoval příliš mnoho informací, mohlo by dojít ke znemožnění jejich čitelnosti na malém displeji. Tyto informace, jako například GPS výška, souřadnice polohy nebo počet zachycených GPS satelitů také nemusí být podstatné z hlediska zamýšleného využití přístroje. Tento režim zobrazení všech hodnot by ale měl být přístupný z důvodu případné diagnostiky poruch přístroje, nastane-li nějaká.

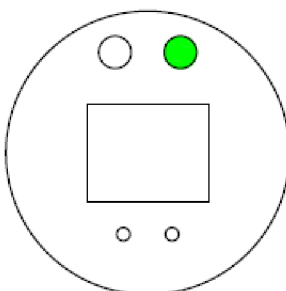
Jako nejvhodnější možnost se jeví zobrazení hlídaných hodnot ve stylu ukazatele úhlu náběhu.



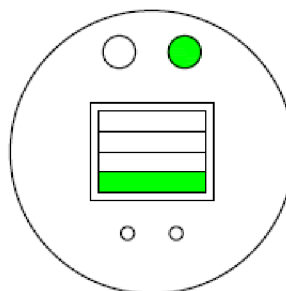
Obrázek 2.25 - Ukazatel úhlu náběhu od společnosti Garmin [21]

Tento styl zobrazení totiž nepočítá se přímým zobrazením číselných hodnot. Často se měnící číselné hodnoty by mohli nutit pilota tento vizuální podnět ignorovat, neboť by si zvykl na neustále se měnící displej zařízení. Jeho pozornost by tak přístroj upoutal, až pokud by se některá z hodnot stala limitní a displej například změnil barvu. Výsledný návrh je tedy následující:

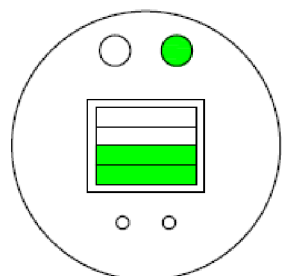
1) Běžný provoz za letu



Obrázek 2.26 – Pohled na zařízení v běžném stavu za letu

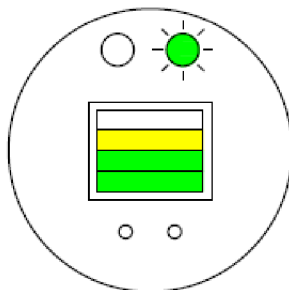
2) Ochlazování motoru, rychlost ochlazování v mezích $-0,15^{\circ}\text{C/s}$; do $-0,25^{\circ}\text{C/s}$ 

Obrázek 2.27 – Pohled na zařízení při ochlazování v mezích od $-0,15^{\circ}\text{C/s}$ do $-0,25^{\circ}\text{C/s}$

3) Ochlazování motoru, rychlost ochlazování vyšší než od $-0,25^{\circ}\text{C/s}$ do $-0,35^{\circ}\text{C/s}$ 

Obrázek 2.28 – Pohled na zařízení při ochlazování v mezích od $-0,25^{\circ}\text{C/s}$ do $-0,35^{\circ}\text{C/s}$

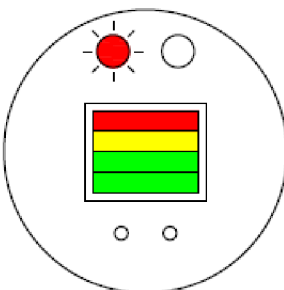
- 4) Příliš rychlé ochlazování motoru, rychlost ochlazování od $-0,35$ °C/s do $-0,5$ °C/s



Obrázek 2.29 - Pohled na zařízení při ochlazování v mezích od $-0,35$ °C/s do $-0,50$ °C/s

Toto zobrazení je doprovázeno akustickou signalizací o délce jedné vteřiny s pětivteřinovou přestávkou mezi upozorněními, doplněné o blikání zelené LED diody.

- 5) Příliš rychlé ochlazování motoru, rychlost ochlazování větší než $-0,5$ °C/s



Obrázek 2.30 - Pohled na zařízení při ochlazování vyšším než $-0,5$ °C/s

Toto zobrazení je doprovázeno akustickou signalizací o délce jedné vteřiny s dvouvteřinovou přestávkou mezi upozorněními. Ve třívteřinových intervalech bude docházet ke změně obrazovky a zobrazení chybové hlášky Shock cooling, doplněné o blikání červené LED diody.

2.5 Certifikační požadavky

Každé letecké avionické vybavení musí být certifikované pro zástavbu v letadle. Tento testovací proces popisuje RTCA DO-160G, který stanovuje detailní požadavky na testy a certifikační proces zařízení. Při konstrukci zařízení, byl na doporučení směrnice brán ohled a zařízení bylo navrženo tak, aby požadavkům vyhovělo. Z časových a finančních důvodů ovšem k provedení testů na zařízení nedošlo.

Jelikož zařízení neovlivňuje, neupravuje ani nijak dále nemodifikuje letovou způsobilost letadla, ani jeho obsluhu, je změna klasifikována na minor. Vlastní integrace do letadla pak je předmětem další certifikace, která je již nad rámec zadání této diplomové práce. Letecká amatérská asociace jakožto organizace pověřená dohledem nad sportovními létajícími zařízeními (lidově „ultralighty“) požadavky na zástavbu a certifikaci takovýchto zařízení nijak nespecifikuje.

3. Rozvoj zařízení

3.1 Rozšíření zástavby na jiné pohonné jednotky

3.1.1 Motory Walter Minor, Mikron a řady M+

Letecké motory od již zaniklé firmy Walter jsou invertní řadové motory, jejichž nejstarší verze vznikali v meziválečném Československu (motory řady Minor a Mikron). Po válce z těchto motorů vznikly ještě motory řady M a modernizované verze řady Minor a Mikron, které se na československých letadla nachází dodnes, zejména na stále ještě hojně rozšířených Zlínech řady 26 a 42, letounu L200 Morava, nebo turistických motorových kluzácích L13SE/SW Vivat (pouze řada Mikron) [22].



Obrázek 3.1 - Motor Walter řady M (Walter M337-Sh) [23]



Obrázek 3.2 - Zlín Z226MS s motorem Walter řady M [24]

Dle různých variant motoru a jejich zástavby bude nutné při zástavbě záznamového zařízení upravit jednotlivé limitní hodnoty dle konkrétní varianty motoru a hlídaného letounu. Jelikož se jedná o starší motory, nejsou vybaveny senzorickou soustavou, ze které by bylo možné brát data pro záznamové zařízení.

Tabulka 3-1 - Přehled provozních omezení motoru M137AK

Nejvyšší přípustná teplota hlav válců (max. 5 minut)	210	°C
Nejvyšší teplota oleje (max. 5 minut)	85	°C
Maximální přípustné otáčky (max. 30 vteřin)	2 860	ot./min
Maximální vzletové otáčky (max. 5 minut)	2 780	ot./min
Maximální trvalé otáčky	2 680	ot./min
Používané palivo	Natural 95 nebo AVGAS 100LL	-

Dle letových příruček jednotlivých typů bude pravděpodobně nutné řešit následující limitní případy:

- 1) Dostatečný ohřev pohonné jednotky, a to jak samotného bloku a válců, tak také oleje, který se nachází mimo motorový prostor v externí olejové nádrži.
- 2) Podchlazení motoru za letu vlivem nízkého výkonu, zejména u letounů řady 26, které jsou vybaveny autonomní stavitelnou vrtulí.
- 3) Přetočení motoru přes maximální povolené otáčky, například při příliš rychlé manipulaci s plynovou přípustí nebo při neadekvátním nastavení výkonu při rychlém letu u letounů s pevnou vrtulí
- 4) Rozdílné teploty na krajích motoru, kdy u řadových motorů může dojít k jejich nerovnoměrnému teplotnímu rozložení vlivem díky omezení vstupu chladícího vzduchu

3.1.2 Motory Rotax

Čtyřtákní letecké motory firmy BRP-Rotax typu 912, 914 a nově také 915 jsou velmi populární motory pro menší letadla všeobecného letectví a sportovní létající zařízení. Všechny motory jsou čtyřválcové s uspořádáním válců typu boxer, s vzduchem chlazenými válci a kapalinou chlazenými hlavami válců. Verze 914 se oproti verzi 912 liší vyšším výkonem díky zabudovanému turbodmychadlu, avšak tato verze přidává motoru další provozní omezení viz limitní případy.



Obrázek 3.3 - Motor Rotax 912

Díky velké rozmanitosti SLZ se mohou pomocné soustavy pohonné jednotky lišit. Některé SLZ jsou například vybavené termostaty na olejové a chladicí soustavě, které mají za cíl především zrychlit ohřev provozních náplní a lépe regulovat jejich teplotu ve stanoveném rozmezí. Toto by bylo opět nutné zohlednit při zástavbě záznamového zařízení – tj. není možné vytvořit variantu pouze na motory ROTAX, ale může být nutné upravit nastavení zařízení na konkrétní kus.

Tabulka 3-2 -Přehled provozních omezení motoru Rotax 912A

Nejvyšší přípustná teplota hlav válců	150	°C
Nejvyšší teplota oleje	140	°C
Maximální přípustné otáčky	5 800	ot./min
Maximální trvalé otáčky	5 500	ot./min
Používané palivo	Natural 95 nebo AVGAS 100LL	-

Mezi limitní případy pak patří především:

- 1) Nedostatečný ohřev olejové náplně před zvýšením výkonu
- 2) Porušení maximálních přípustných otáček pohonné jednotky
- 3) U ROTAX 914 překročení maximální doby použití turbodmychadla (možnost vyřešit přídavným logickým senzorem)
- 4) U ROTAX 914 nedochlazení motoru na volnoběhu před jeho vypnutím

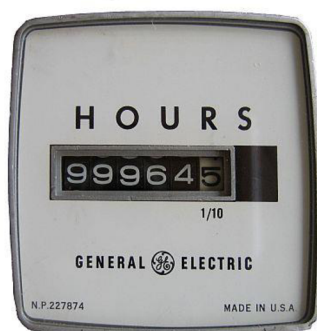
Jelikož jsou tyto motory již modernější, bývají kromě řady 912 standardně vybaveny digitální řídicí jednotkou. V případě řady 914 se jedná o řídicí jednotku turbodmychadla, která umí měřit teploty a tlaky v různých částech motoru, řada 915 je pak vybavena dvoukanálovou elektronickou jednotkou FADEC.

3.2 Možností postprocessingu dat

Zajímavým rozšířením záběru zařízení jsou možnosti, které se vyskytují díky postprocessingu dat. V komerčním letectví a zejména u proudových motorů se běžně uplatňuje sběr několika tisíců až desítek tisíců motorových parametrů, které jsou následně vyhodnocovány v řídicích střediscích letecké společnosti a u výrobce motoru. Mezi zajímavé sledované parametry patří teploty a tlaky jednotlivých provozních náplní a vibrace motoru. Tyto parametry záznamové zařízení v současné testovací variantě již měří nebo o ně může být doplněno. Zejména měření vibrací motoru v závislosti na okolních parametrech, by mohlo dokázat predikovat poruchy motoru. Ty mohou vzniknout mimo jiné servisní chybou nebo poruchou jednotlivé součástky, jako je například nesprávně fungující svíčka válce nebo opotřebované uložení hřídele, které způsobuje velkou vůli a následné zvýšené vibrace. Tyto informace by byly přístupné pouze zpětně v rámci servisní organizace provozovatele. Správný diagnostický algoritmus by zároveň vyžadoval obrovské množství provedených měření na velkém množství leteckých motorů různých stavů a stejných typů. Pro každý typ, řadu, výrobce a konstrukční uspořádání by pak bylo nutné opět provést měření, algoritmus poupravit nebo úplně vyměnit. Mimo výše uvedené je možné při dostatečně dlouhodobém sledování parametrů a nasbírání základních dat vyhledávat provozní anomálie, které mohou také naznačit zhoršující se technický stav pohonné jednotky.

Z provozně-pilotních funkcí pak připadá v úvahu zobrazení statistik letu na jeho konci. Jako vhodné zobrazované údaje se jeví čas vzletu, čas přistání, doba letu a rychlá analýza, tj. zda během letu došlo k překročení hodnot. Zajímavou možností je také počítadlo motohodin, tj. ekvivalent Hobbs. Ten měří doby – motohodiny, ale i

dobu provozu letadla dle verzí, například od doby, kdy senzor tlaku oleje zaznamená normální tlak, když dojde k zapnutí hlavního vypínače nebo když dojde k odlehčení kol hlavního podvozku.

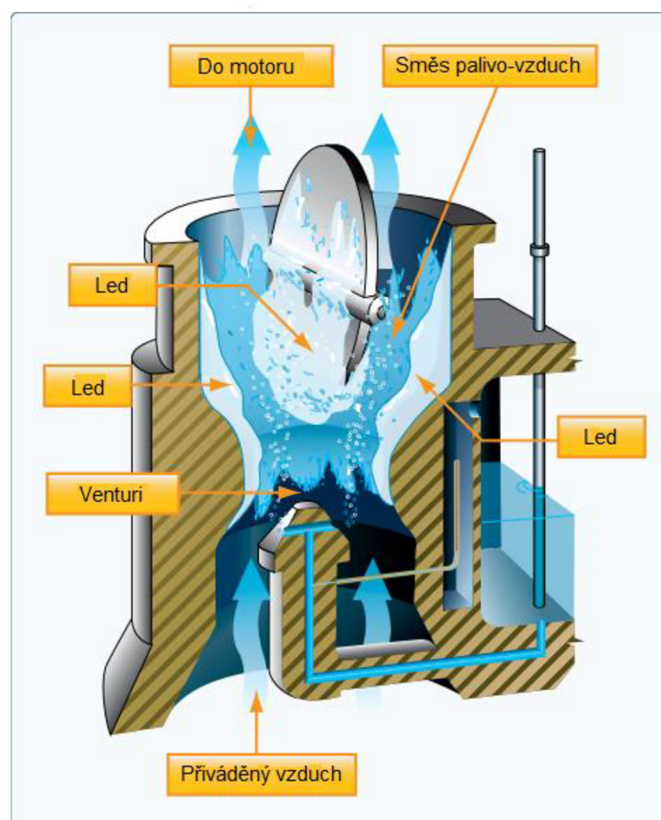


Obrázek 3.4 - Hobbs indikátor hodin [25]

Při správném nastavení by tak mohlo dojít k automatickému vytváření záznamů letů, které by provozovateli poskytly možnost jednoduché kontroly. S tím se pojí například i hlídání servisních intervalů letounu.

Usnadnění stahování dat by pak umožnila automatická synchronizace dat s cloudovým úložištěm přes WiFi síť pomocí FTP protokolu. Pomocí post processingu by pak došlo k přeformátování dat do CSV souboru tak, aby mohlo dojít k importu dat do systémů, starajících se o letovou agendu provozovatele, jako je například systém Flightoffice od firmy Air Jihlava - service s. r. o., který je v České republice jedním z nejrozšířenějších.

Při osazení senzory, zachycující a měřící vibrace motoru v souladu s otáčkami a měřením okolní teploty by pak bylo možné zjistit a upozornit pilota na podmínky, při kterých dochází k námraze karburátoru. Při již namrznutém karburátoru, který je doprovázen zvýšením vibrací motoru a poklesem otáček by pak zařízení mohlo na toto pilota upozornit.



Obrázek 3.5 - Schematický náčrt tvorby námrazy v karburátoru

4. Závěr

Tato diplomová práce se zabývala ověřením konceptu funkčnosti, návrhem, postavením a zástavbou do letounu a praktickým ověřením záznamového zařízení leteckého motoru. Zařízení na rozdíl od jiných zařízení na trhu primárně neslouží k zobrazení motorových hodnot pilotovi, ale slouží k hlídání pilota správného zacházení s pohonnou jednotkou letounu, jako je například dostatečný prohřev po spuštění, dostatečné dochlazení před vypnutím, nepřetočení motoru, a jiné.

V první kapitole byl představen koncept a předpokládané využití zařízení, včetně představení problematiky a popisu letounu, na kterém je testovací verze nainstalována. Dále jsou představeny aktuální řešení motorového managementu, dostupné na trhu, včetně jejich výhod, nevýhod a srovnání ve funkční filozofii s navrhovaným zařízením.

Druhá kapitola se zabývá návrhem vlastního řešení zařízení. Nejprve je popsán koncepční návrh zařízení, včetně výsledného navrhnutého řešení, jednotlivých sensorických vstupů včetně principu jejich měření. Dále je popsáno zapojení zařízení na sběrnici letounu, včetně systémového diagramu. Poté je popsáno zpracování stovek hodin dat ze zařízení během sběru dat za účelem stanovení a následného ověření kritických míst během letu. Toto je pak srovnáno s jednotlivými provozními příručkami letounu, motoru a zkušenosti provozovatele. Na závěr kapitoly je popsáno vlastní technické řešení hodnotícího algoritmu, včetně popisu jednotlivých měřených hodnot, jejich zpracování a úpravy před vstupem do algoritmu, ověření algoritmu pomocí simulace. V kapitole jsou ještě rozebrány jednotlivé požadavky na správné zobrazení dat, včetně jejich různých možností a vybrání vítězné varianty. Správné zobrazení a předání informací pilotovi je nutné pro symbiózu mezi pilotem a zařízením – tak, aby byly pilotem jasně, stručně a efektivně pochopeny jednotlivé signalizace zařízení.



Obrázek 4.1 - Zastavěné záznamové zařízení v letounu DR400/180 OK-VYA

V poslední kapitole jsou rozebrány další možnosti rozvoje zařízení – od nutných úprav pro zástavbu na jiné pohonné jednotky, přes možnou utilizaci dat v rámci postprocessingu provozovatele, další možné monitorovací algoritmy jiných systémů až po chytré sledování celkového stavu motoru a možnost predikce poruch kvůli nestandardním parametrům pohonné jednotky.

5. Citace

- [1] *Flughandbuch: DR400/180*. Dijon: Avions Pierre Robin, 1976.
- [2] RYBANSKÝ, Marian. Robin DR400/180 D-EKYW. In: *Aeroklub Vyškov, z.s.* [online]. [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: http://aeroklubvyskov.cz/Photogalleries/View?gallery_id=110
- [3] Lycoming O-360. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Lycoming_O-360
- [4] *Operator's Manual: O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series* [online]. 8th edition. Williamsport: Lycoming, 2005 [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/attachments/O-HO-IO-HIO-AIO%2520%2526%2520TIO-360%2520Oper%2520Manual%252060297-12.pdf>
- [5] GI 275 Engine Indication System (EIS). In: *Garmin* [online]. [cit. 2022-03-22]. Dostupné z: <https://www.garmin.com/en-US/p/897577>
- [6] Garmin TXi EIS. In: *Garmin* [online]. [cit. 2022-03-22]. Dostupné z: <https://www.garmin.com/en-US/p/690884>
- [7] Aeropoint: Engine Monitoring. In: *BendixKing* [online]. [cit. 2022-03-22]. Dostupné z: <https://www.bendixking.com/en/products/ifd/integrated-flight-decks/aeropoint>
- [8] *ESP32-WROVER-E(16MB) Module* [online]. In: . [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: <https://www.amazon.com/Espressif-ESP32-WROVER-E-16MB-Module/dp/B09D7FDTM3>

- [9] *Instrumentation: ATPL Ground Training Series*. Oxford: CAE Oxford Aviation Academy, 2014.
- [10] *Instrumentation: ATPL Ground training series*. Oxford: CAE Oxford, 2014.
- [11] Satellite navigation. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2023-03-28]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Satellite_navigation
- [12] GPS Positioning Based on Time of Arrival Principles. In: *ETutorials.org* [online]. [cit. 2023-03-28]. Dostupné z: <http://etutorials.org/Mobile+devices/mobile+location+services/Part+2+The+Mobile+Location+Server/Chapter+5.+Mobile+Positioning/GPS/>
- [13] *Service Instruction No. 1094D* [online]. [cit. 2022-03-22]. Dostupné z: <https://www.lycoming.com/sites/default/files/Fuel%20Mixture%20Leaning%20Procedures.pdf>
- [14] ALCOR BY TEMPEST 2-1/4 CHT METER - 500F AT 8.0 OHM - TYPE J FAA PMA. In: *Aircraft Spruce & Specialty Co.* [online]. [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: https://www.aircraftspruce.com/catalog/inpages/alcor_replacement5.php
- [15] *Operator's Manual: O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series*. Lycoming, 2005.
- [16] ALCOR BY TEMPEST 2-1/4 INCH EGT METER - SCALE 1600F AT 3.63 OHM TYPE K. In: *Aircraft Spruce & Specialty Co.* [online]. [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: https://www.aircraftspruce.com/catalog/inpages/alcor_replacement4.php
- [17] MARTINUSSEN, Monica a David R. HUNTER. *Aviation Psychology and Human Factors*. Second edition. Boca Raton: Taylor & Francis Group, LLC, 2018. ISBN 9781315152974.

- [18] PUCCI, Maurizio. Cessna 172 SP - I-ACVL cockpit. In: *Flickr* [online]. [cit. 2023-03-28]. Dostupné z: https://www.flickr.com/photos/the_night_flier/2335176389
- [19] Western and Russian Artificial Horizon Formats. In: *Skybrary: Flight Instrument Presentation of Aircraft Attitude* [online]. [cit. 2023-03-28]. Dostupné z: <https://www.skybrary.aero/articles/flight-instrument-presentation-aircraft-attitude>
- [20] Vertical speed indicator. In: *CFI Notebook* [online]. [cit. 2023-03-28]. Dostupné z: <https://www.cfinotebook.net/notebook/avionics-and-instruments/vertical-speed-indicator>
- [21] *Garmin GI 260 Angle Of Attack Indicator* [online]. In: . [cit. 2022-04-28]. Dostupné z: <https://www.aircraftspruce.com/catalog/inpages/aoaindicator11-12536.php>
- [22] Walter (podnik). In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Walter_\(podnik\)](https://cs.wikipedia.org/wiki/Walter_(podnik))
- [23] Avia M337-Sh. In: *Letecké muzeum v Kunovicích* [online]. [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: <https://www.muzeum-kunovice.cz/avia-m337-sh/>
- [24] Z226MS OK-MPG. In: *JETPHOTOS* [online]. [cit. 2023-04-27]. Dostupné z: <https://www.jetphotos.com/photo/9880065>
- [25] Hobbs meter. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001 [cit. 2022-05-05]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Hobbs_meter