



# VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

## FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

## LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

# VYUŽITÍ DAT Z FLIGHT DATA RECORDÉRU PRO PODPORU ÚDRŽBY LETOUNU

USE OF DATA FROM FLIGHT DATA RECORDER FOR AIRCRAFT MAINTENANCE

## DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

## AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Lucie Vráblíková

## VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Rostislav Košťál, Ph.D.

BRNO 2021



# Zadaní diplomové práce

Ústav:	Letecký ústav
Studentka:	<b>Bc. Lucie Vráblíková</b>
Studijní program:	Strojní inženýrství
Studijní obor:	Stavba letadel
Vedoucí práce:	<b>Ing. Rostislav Košťál, Ph.D.</b>
Akademický rok:	2020/21

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:

## Využití dat z flight data recordéru pro podporu údržby letounu

### Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Moderní zapisovače letových údajů (FDR) v dnešní době zaznamenávají kromě základních letových údajů řadu dat z kritických systémů letadla. Tato data se však obvykle používají pouze v případě incidentu nebo nehody. Cílem práce je prozkoumání možnosti využití zaznamenávaných dat pro potřeby údržby. V práci bude proveden rozbor požadavků CS/FAR–23 a CS/FAR–25 na údaje požadované v FDR s porovnáním údajů zapsaných reálnými FDR při provozu letounů NASA. Dále bude navržen trend monitoring systém, pro který budou vybrány vhodné parametry s dopadem na údržbu. Bude provedeno posouzení kritičnosti vybraných parametrů a posouzení spolehlivosti trend monitoring systému.

### Cíle diplomové práce:

- Rešerše existujících monitoring systémů
- Rešerše požadavků předpisů CS/FAR–23 a CS/FAR–25 – na údaje v FDR
- Analýza parametrů FDR z reálných letounů NASA (sumarizace, jak se liší reálné údaje v FDR od minimálních požadavků předpisů)
- Návrh parametrů pro vyhodnocení z FDR (palivo, hydraulika, motory) s dopadem na údržbu.
- Sestavit seznam parametrů, které dnes nejsou v FDR k dispozici, ale lze je využít v budoucnu.
- Návrh trend monitoring systému – určit vhodné parametry.
- Posouzení kritičnosti vybraných parametrů a výpočet pravděpodobností, které budou třeba pro zachování úrovně kritičnosti.

### Seznam doporučené literatury:

CS-23: Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes. Ammendment 5. EASA, 2017.

CS-25: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes. Ammendment 25. EASA, 2020.

MOIR, I., SEABRIDGE, A.: Aircraft systems: mechanical, electrical, and avionics subsystems integration. 3rd ed. Hoboken, NJ: Wiley, 2008. Aerospace series (Chichester (England)). ISBN 9780470059968.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

---

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

---

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

## **ABSTRAKT**

Diplomová práce se zabývá analýzou stávajících řešení sběru dat o údržbě a technickém stavu letounu. Na základě této analýzy navrhuje trend monitoring systém založený na existující struktuře a datech ze zapisovače letových údajů.

## **KLÍČOVÁ SLOVA**

Zapisovač letových údajů, Trend monitoring systém, datové přenosy

## **ABSTRACT**

This diploma thesis deals with analysis of existing solutions for collecting maintenance data and technical condition of the aircraft. Based on this analysis, it proposes a trend monitoring system based on the existing structure and data from the flight data recorder.

## **KEY WORDS**

Flight data recorder, trend monitoring system, data transfer

## **BIBLIOGRAFICKÁ CITACE**

VRÁBLÍKOVÁ, Lucie. *Využití dat z flight data recordéru pro podporu údržby letounu*. Brno, 2021. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132815>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Rostislav Košťál.



## **PROHLÁŠENÍ**

Prohlašuji, že jsem diplomovou práci na téma *Využití dat z flight data recordéru pro podporu údržby* vypracovala samostatně, s použitím odborné literatury a pramenů, uvedených v seznamu, který tvoří přílohu této práce.

V Brně dne 21. května 2021

---

Bc. Lucie Vráblíková





## **PODĚKOVÁNÍ**

Na tomto místě bych ráda poděkovala svému vedoucímu diplomové práce Ing. Rostislavu Košťalovi, Ph.D. za odborné vedení, cenné rady a za čas, který mi věnoval.

Současně bych také chtěla poděkovat své rodině, která mě během studia podporovala.

Bc. Lucie Vráblíková



# OBSAH

1	ÚVOD .....	1
2	FLIGHT DATA RECORDER .....	2
2.1	Historicko-technický vývoj FDR.....	2
2.1.1	Zapisovače na fólii a fotografický film.....	2
2.1.2	Zapisovače na magnetickou pásku.....	2
2.1.3	Polovodičové zapisovače .....	3
2.2	Současné konstrukční a funkční řešení FDR.....	4
2.3	Požadavky předpisů .....	6
2.3.1	Zaznamenávané údaje .....	6
2.3.2	Fyzická odolnost FDR .....	9
3	SOUČASNÉ MONITORUJICÍ SYSTÉMY V LETOUNU .....	12
3.1	Systémy informující pozemní personál o stavu letounu.....	12
3.1.1	ACARS .....	12
3.1.2	CPDLC.....	14
3.1.3	ADS-B.....	15
3.1.4	Transpondér a Mód S .....	16
3.2	Systémy monitorující technický stav letounu.....	16
3.2.1	Systém monitorující technický stav motoru .....	19
3.2.2	Systém monitorující technický stav konstrukce letounu .....	21
3.2.3	Integrovaná technologie řízení technického stavu v letectví .....	24
3.2.4	Technologie sledování stavu pro opravené trhliny v konstrukci letadla.....	25
4	SÍTĚ PRO PŘENOS DAT .....	27
4.1	VHF Data Link (VDL) .....	27
4.1.1	ARINC .....	28
4.1.2	SITA.....	28
4.2	SATCOM.....	28
5	DATA Z FDR.....	30
5.1	Prvotní vyhodnocení reálných dat .....	30
5.1.1	Porovnání s požadavky předpisu .....	30
5.2	Vybrané parametry a jejich rozdělení do soustav.....	31
5.2.1	Parametry palivové soustavy .....	31
5.2.2	Parametry motorové soustavy.....	32
5.2.3	Parametry hydraulické soustavy .....	33
5.2.4	Další vybrané parametry .....	34
5.3	Znázornění vybraných parametrů a jejich průběhů .....	34
5.3.1	Referenční lety a obecné informace o nich.....	34

5.3.2	Parametry motorové a palivové soustavy .....	37
5.3.3	Parametry hydraulické soustavy .....	39
5.3.4	Další parametry .....	40
5.4	Popis význačných úseků zaznamenaných průběhů .....	41
5.5	Návrh parametrů k doplnění .....	45
6	NÁVRH TREND MONITORING SYSTÉMU .....	46
6.1	Základní kostra a části systému .....	46
6.1.1	Síť senzorů .....	47
6.1.2	FDAU a DFDR .....	47
6.1.3	Přepisovatelná záznamová jednotka .....	47
6.1.4	Centrální vyhodnocovací jednotka .....	47
6.1.5	Stažení kompletních dat .....	48
6.2	Spolehlivost systému .....	48
6.2.1	Posouzení kritičnosti systému .....	49
6.2.2	Detailní návrh systému pro motorovou soustavu.....	49
6.2.3	Úpravy systému pro zvýšení spolehlivosti .....	53
6.3	Základní podpůrná verze a porovnání .....	57
7	ZHODNOCENÍ.....	59
8	ZÁVĚR.....	60
	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ .....	62
	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ.....	68
	SEZNAM OBRÁZKŮ .....	71
	SEZNAM TABULEK.....	73
	SEZNAM PŘÍLOH.....	75
	PŘÍLOHY.....	76

# 1 ÚVOD

V dnešní době jsou velké moderní letouny mnohem více, než jen prostředek umožňující přepravu velkou rychlostí a na velké vzdálenosti. Stávají se čím dál tím více výstavní skříní nejvyspělejších technologií, které má lidstvo k dispozici. Postupně je tak v letadle větší a větší množství počítačů a výpočetní techniky, která se stará nejenom o hladký průběh letu, ale také o pohodlí posádky a cestujících během doby strávené ve vzduchu i na zemi.

S rozšiřujícími se možnostmi techniky docházelo k její těsnější integraci do kritických a zásadních systémů letounu a vyvstala tedy nutnost sledovat spolehlivost těchto systémů. V případě letecké nehody však bývaly všechny důkazy zničeny, a proto nebylo možné analyzovat skutečné příčiny nehody. Z tohoto důvodu se do letadel dostaly takzvané „černé skřínky“, jak bývá označeno zařízení, kterému se oficiálně říká Záznamník letových údajů (Flight Data Recorder – FDR). Ty se postupně vyvíjely a byly na ně kladeny náročné požadavky, aby byly schopny přestát i ty nejtěžší nehody a přinést vyšetřovacímu týmu svědectví o tom, co se dělo na palubě v posledních minutách předcházejících katastrofě. Každá další nehoda přinášela poznatky, které vedly ke zlepšení konstrukce a principu FDR a zároveň data takto získaná z FDR přinášela neocenitelné informace a poučení pro další generace leteckých konstruktérů, pilotů i řídicích letového provozu a mnoho dalších profesí spojených s letectvím.

V současné době jsou již černé skřínky natolik sofistikované, že směle snesou srovnání s dnešními klasickými počítači, přičemž přinášejí téměř nepředstavitelnou odolnost vůči mechanickým i elektronickým vlivům a narušením. Tento počítač zaznamenává v průběhu letu kolosální množství dat ze senzorů, které pokrývají všechny důležité oblasti letounu. Tyto informace počínají záznamem dění v pilotní kabině, pokračují přes vyhodnocení zrychlení, rychlosti, kurzu, výšky a dalších informací o letu a končí například monitorováním parametrů motorů. Využití tohoto zdroje informací však bývá bohužel většinou omezeno pouze na vyhodnocování a zkoumání příčin leteckých nehod. Přitom by mělo být možné využít tato data i k dalším účelům a jedním z nich se zabývá tato práce.

Systémy prediktivní údržby jsou již známým jevem v sektoru letectví i mimo něj. Jejich cílem je zefektivnění údržby, kdy jsou jednotlivé části celku kontrolovány a vyměňovány v proměnlivých intervalech, které jsou ovlivněny podmínkami, za kterých je systém provozován. Například letoun nasazen především na dlouhé lety nad pevninou bude mít zajisté větší životnost než takový, který denně provádí desítky krátkých letů mezi ostrovy v oceánu. K tomuto účelu bývají instalovány speciální snímače, které zaznamenávají typické využití letounu v průběhu jeho života a následně pečlivě definovanými algoritmy upravují intervaly inspekce.

FDR je však velkou zásobárnou informací, které by mohly být k podobnému účely využity za vynaložení minimálních investic. Většina potřebných technologií již bývá na palubách letounů instalována, včetně zařízení potřebných pro přenos informací pozemnímu personálu. Nabízí se tedy myšlenka na systém varování před pravděpodobnou nutností údržby ve chvíli, kdy některý ze sledovaných parametrů vybočí z očekávaného trendu. Tento systém poté může zaslat technikům v destinaci základní informace o možném problému a ti si poté po přistání mohou offline stáhnout podrobnou diagnostiku systému, či kompletní záznam daného parametru. Díky tomu, že FDR zaznamenává velké množství parametrů zároveň, může tato databáze umožnit velmi přesnou identifikaci příčiny a následku problému, neboť můžeme pozorovat jednotlivé detailní návaznosti, které jinak nemusí být na první pohled zřejmé.

## 2 FLIGHT DATA RECORDER

Flight Data Recorder (FDR) neboli zapisovač letových údajů je zařízení sloužící pro záznam klíčových parametrů za letu. Účelem FDR je shromažďovat a zaznamenávat data z různých senzorů na médium, které je schopno odolat extrémním podmínkám působícím v případě nehody [1].

FDR společně se zapisovačem hlasu v pilotním prostoru (CVR) patří mezi letové zapisovače všeobecně známé jako černé skříňky [2].

### 2.1 Historicko-technický vývoj FDR

Snahy leteckého průmyslu navrhnout zařízení, které by bylo schopno zaznamenávat výkonnostní parametry, sahají do doby počátku komerčního letectví. Vývoj zapisovačů letových údajů můžeme rozdělit na tři generace v závislosti na použitém záznamovém médiu [2].

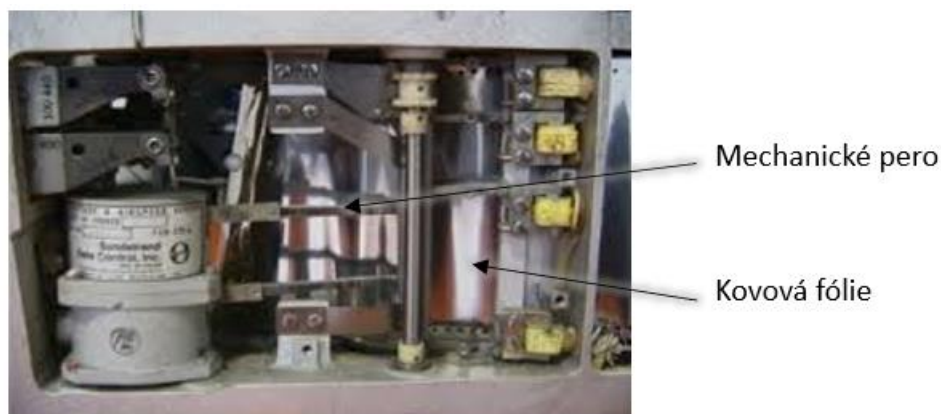
#### 2.1.1 Zapisovače na fólii a fotografický film

V roce 1958 začaly letecké úřady ukládat minimální specifikace letových zapisovačů, které měly sloužit jako významný zdroj informací při technickém vyšetřování. Tento rozvoj dal vzniknout zapisovačům první generace, které používaly jako záznamové médium kovovou fólii, resp. fotografický film.

Zapisovače na fólii se skládaly z mechanického pera, které vyrývalo záznam na kovovou fólii, viz Obr. 2.1. Zaznamenávané parametry byly zpracovávány interně s daty přicházejícími přímo ze základních leteckých senzorů, jako jsou akcelerometry a Pitotovy trubice [2]. Boeing 707 a Douglas DC-8 patří mezi první proudová letadla, která byla vybavena zapisovači na kovovou fólii na začátku šedesátých let [3].

Zapisovače na fotografický film začaly vznikat přibližně ve stejnou dobu. Technologie zápisu dat spočívala v nahrazení fólie fotografickým filmem a pera světelnými paprsky.

Oba typy zapisovačů mohly sledovat pouze omezený počet důležitých parametrů, obvykle 5 nebo 6, jako je magnetický kurz, nadmořská výška, rychlost letu, vertikální zrychlení a čas [4]. Zapisovač byl umístěn v nárazuvzdorné skříňce instalované v zadní části letadla [2].



Obr. 2.1 Zapisovač na kovovou fólii [4]

#### 2.1.2 Zapisovače na magnetickou pásku

Zapisovače druhé generace byly představeny v 70. letech. Se zavedením zapisovačů s magnetickou páskou bylo možné nejen zaznamenávat konverzace v kokpitu, ale také postupně zvyšovat počet sledovaných parametrů [3].

S novými magnetickými záznamníky již nebyly parametry zaznamenávány v jediném proudu. Místo toho byly nejprve vzorkovány, digitalizovány a multiplexovány do

jednosekundového úseku pomocí jednotky pro sběr dat (FDAU – Flight Data Acquisition Unit). Poté byl tento digitální úsek zaznamenán na magnetickou pásku prostřednictvím datových rámců [2].

Druhá generace digitálních záznamníků dat používala pásku podobnou pásce pro záznam zvuku. Páska byla 91 až 152 metrů (300–500 stop) dlouhá a mohla zaznamenat až 25 hodin dat. Páska byla uložena v kazetovém zařízení, které bylo namontováno v krytu chráněném proti nárazu. Tato zařízení měla potenciál zaznamenávat až 100 parametrů [3]. Na obrázku níže je zobrazen hlasový záznamník z letounu MiG-21.



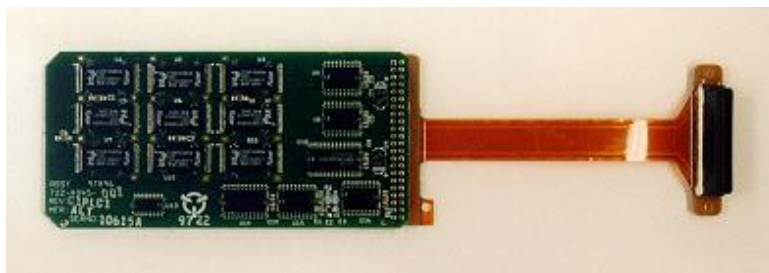
*Obr. 2.2 Hlasový záznamník v kokpitu letounu MiG-21 [5]*

### **2.1.3 Polovodičové zapisovače**

S vývojem digitálních technologií polovodičové paměťové karty nahradily magnetické pásky kolem roku 1985. Záznamy na těchto nových polovodičových zapisovačích mají mnohem lepší spolehlivost restituace dat než na magnetických zapisovačích.

Použití polovodičových paměťových karet rozšířilo záznamovou kapacitu, zlepšilo schopnost přežití při havárii a spolehlivost zapisovače. Paměťové karty se stále zmenšovaly, což umožnilo navýšení zaznamenávaných parametrů na několik stovek, vzrostly vzorkovací frekvence a doby záznamu u některých modelů stouply na 50 nebo více hodin. Na obrázku 2.3 je vyobrazena paměťová karta polovodičového zapisovače.

Z této technologie profitovaly i záznamníky zvuku, a to nejen s možností digitálního záznamu zvuku, ale také s dobou záznamu, která byla prodloužena na 2 hodiny na rozdíl od půl hodiny u CVR s magnetickou páskou [2].



*Obr. 2.3 Paměťová karta polovodičového zapisovače [4]*

V následující tabulce jsou uvedeny jednotlivé evoluce FDR v konkrétních letounech a jsou porovnány na základě zaznamenávaného množství parametrů.

Tab. 2.1 Evoluce FDR [3]

Letoun	Rok uvedení do provozu	Typ FDR	Počet parametrů	Datová kapacita
Boeing 707	1958	Analogový	5	Mechanický limit přibližně 10 parametrů
Airbus 330	1993	Digitální (polovodičové nebo páskové médium)	280	128 zápisů za vteřinu (sériový zápis dat)
Embraer 170	2004	Digitální (polovodičový kombinovaný rekordér)	774	256 zápisů za vteřinu (sériový zápis dat)
Airbus 380	2007	Digitální (polovodič)	>1000	1024 zápisů za vteřinu (sériový zápis dat)
Boeing 787	2009	Digitální (polovodič) EAFR	>1000	Ethernetový systém <sup>1</sup> (až 100 Mbit/s [6])

## 2.2 Současné konstrukční a funkční řešení FDR

Letové zapisovače se skládají ze dvou funkčních zařízení, zapisovače letových údajů (FDR) a zapisovače hlasu v kokpitu (CVR), někdy jsou tato dvě zařízení integrována do jedné kombinované jednotky.

Zapisovač letových údajů zaznamenává výkon a stav letadla za letu. Jedná se o mnoho proměnných, nejen základních podmínek letadla, jako je rychlost, nadmořská výška, směr letu, vertikální zrychlení a stoupání, ale i stovky individuálních údajů z přístrojů a podmínek vnitřního prostředí.

Zapisovač hlasu v kokpitu zaznamenává verbální komunikaci mezi členy posádky v kokpitu letadla i hlasové přenosy rádiem. Zvuky letadla slyšitelné v kokpitu jsou také zachyceny na rekordéru [7].

S růstem potřeby dalších parametrů a s digitálními technologiemi bylo nedostačující, aby FDR interně počítal parametry na základě přijatých dat ze senzorů. Tato funkce byla předána zařízením pro sběr letových údajů, které shromažďují všechna data před jejich zaznamenáním. Mezi tyto přístroje patří měřicí ústředna FDAU (Flight Data Acquisition Unit), FDIU (Flight Data Interface Unit) nebo FDAC (Flight Data Acquisition Card). V tomto případě je funkce FDR omezena pouze na záznam dat. Je důležité zmínit, že převážně velká dopravní letadla jsou vybavena měřicími ústřednami. U menších letadel zastává FDR stále obě funkce, tedy shromažďování i ukládání dat [2], [8].

Mezi základní části FDR patří tyto přístroje, které budou níže popsány detailněji:

- Měřicí ústředna FDAU (Flight Data Acquisition Unit)
- Havarijní zapisovač DFDR (Digital Flight Data Recorder)
- Ovládací skříňka FDEP (Flight Data Entry Panel)
- Akcelerometrický vypínač
- Vysílač a signalizátory [7]

<sup>1</sup> Standardizovaný přenos dat pomocí síťového kabelu a některého z používaných protokolů.

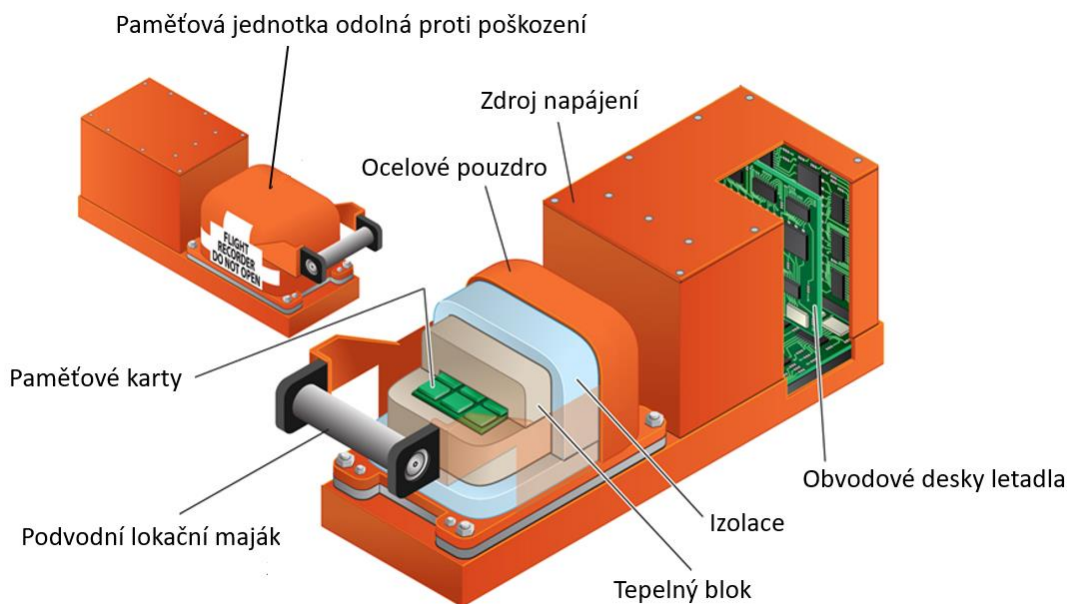


### Měřicí ústředna FDAU

Počítače pro sběr dat centralizují a formátují data pocházející ze senzorů, palubních počítačů a dalších přístrojů. Poté je přenášejí do DFDR prostřednictvím samostatného datového přenosu (ARINC 573 nebo 717, blíže vysvětleno v kapitole 4.1.1) [7].

### Havarijní zapisovač DFDR

DFDR zapisuje a uchovává data, která byla zpracována v měřicí ústředně. Havarijní zapisovač ukládá data např. na pevnou, elektricky programovatelnou paměť (EEPROM). Paměť je jediná část FDR, která je chráněna před poškozením. Ochranná skříňka je vyrobena z nerezavějící oceli a má oranžovou barvu [7]. Paměť je chráněna třemi vrstvami, viz Obr. 2.4.



Obr. 2.4 Schéma FDR [1]

### Ovládací skříňka FDEP

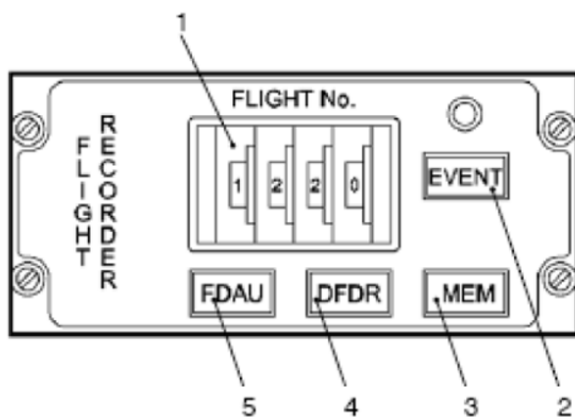
Ovládací skříňka umožňuje zavádění vstupních dat, čísla letu, signalizaci závady, značkování záznamu a připojení pozemního zařízení pro analýzu zápisu. Schéma ovládací skříňky v pilotní kabině je zobrazena na Obr. 2.5 na další straně [7].

### Akcelerometrický vypínač

Při mimořádné letecké události akcelerometrický vypínač, který reaguje na vertikální zrychlení, vytvoří elektrický signál pro zastavení DFDR do 10 minut po deceleraci, aby se neznehodnotil záznam [9].

### Vysílače a signalizátory

FDR je vybaven podvodním lokačním majákem ULB (Underwater Locator Beacon), který má vlastní akumulátor. Slouží k lokalizaci vraku pod vodní hladinou pomocí akustického signálu [10]. Lokační maják má trubkovitý tvar, viz Obr. 2.4.



1. Přepínač vstupních dat
2. Značkovací tlačítko „EVENT“
3. Signalizace poruchy paměti „MEM“
4. Signalizace poruchy „DFDR“
5. Signalizace poruchy „FDAU“

Obr. 2.5 Schéma ovládací skříňky FDR [7]

### 2.3 Požadavky předpisů

Letové zapisovače jsou hlavním zdrojem informací v případě, kdy dojde k havárii nebo jiné neobvyklé události. Požadovaný rozsah parametrů a fyzickou podobu a odolnost přístroje předepisuje Mezinárodní organizace pro letectví (ICAO<sup>2</sup>). Uvádění předpisů do praxe a dohled nad jejich dodržováním na území Evropské unie zajišťuje Evropská agentura pro bezpečnost letectví (EASA – European Union Aviation Safety Agency). Na území Spojených států amerických má tuto činnost na starosti FAA (Federal Aviation Administration) [11], [12].

Vzhledem ke geografické lokaci republiky se budeme dále zabývat pouze předpisy EASA, konkrétně předpisy CS-23 a CS-25, dále také prováděcími předpisy Evropské unie EU-OPS.

CS-23 obsahuje certifikační specifikace EASA pro letouny kategorie normální, mezi které se řadí letouny s 19 či méně sedadly pro pasažéry a maximální vzletovou hmotností 8 618 kg (19 000 lb) [13].

CS-25 obsahuje certifikační specifikace EASA pro letouny kategorie velkých letadel poháněných turbínovými motory [14].

Digitální zápis dat podle EU-OPS pomocí FDR musí mít dopravní letouny, které mají certifikovanou hmotnost větší než 5 700 kg anebo mají více než 9 pasažérů [7], [15]. Rozsah požadovaných parametrů závisí na komplexnosti letounu a bude dále specifikován v kapitole 2.3.1.

Předpisy upravují také umístění FDR, konstrukční řešení a požadavky na odolnost, kterým je věnována kapitola 2.3.2.

#### 2.3.1 Zaznamenávané údaje

Zapisovače letových údajů musí začít zaznamenávat data před tím, než se letoun začne pohybovat vlastní silou a nepřetržitě zaznamenávat až do ukončení letu, kdy letoun již není schopen pohybu vlastní silou. Minimální požadovaná délka záznamu je předpisem stanovena na 25 hodin, což by mělo být dostatečné pro potřeby případného vyšetřování mimořádných událostí [14], [16].

Zapisovače letových údajů jsou klasifikovány na typy I, IA a typ II a IIA v závislosti na počtu parametrů, které mají být zaznamenávány. Požadavky pro jednotlivé typy a jejich použití na letounech je názorně shrnuto v tabulce 2.2 [16].

**Typ I.** Tento typ FDR musí být schopen zaznamenat alespoň prvních 32 parametrů v Tab. 2.3. Tímto typem musí být vybaveny všechny letouny s maximální certifikovanou

<sup>2</sup> ICAO – International Civil Aviation Organization, mezinárodní organizace přidružená k OSN, která pomáhá koordinovat mezinárodní civilní letectví

vzletovou hmotností (MTOW) nad 27 000 kg, pro které bylo poprvé vydáno osvědčení letové způsobilosti 1. ledna 1989 nebo později.

**Typ IA.** Tento typ FDR musí být schopen zaznamenat alespoň 78 parametrů, viz Tab. 2.3. Všechny letouny s MTOW nad 5 700 kg, které byly certifikovány pro letovou způsobilost poprvé 1. ledna 2005 nebo později, musí být vybaveny tímto typem FDR.

**Typ II.** Tento typ FDR by měl být schopen zaznamenat alespoň prvních 16 parametrů v Tab. 2.3. FDR typu II je určen pro všechny letouny s turbínovými motory s MTOW do 5 700 kg, pro něž je individuální osvědčení letové způsobilosti vydáno poprvé 1. ledna 2016 nebo později.

**Typ IIA.** Tento typ FDR má stejné nároky na záznam parametrů jako typ II FDR. Všechny letouny s turbínovými motory a MTOW přes 27 000 kg, kterým bylo vydáno osvědčení letové způsobilosti mezi 1. lednem 1987 a 1. lednem 1989, jím musí být vybaveny. Zároveň tyto letouny musí mít prototyp certifikován po 30. září 1969, jinak se na ně toto nařízení nevztahuje [16].

Tab. 2.2 Typy FDR

Typ FDR	Počet parametrů	MTOW [kg]	OLZ vydáno
I	32	>27 000	1. 1. 1989 – 31. 12. 2004
IA	78	>5 700	1. 1. 2005 – dosud
II	16	<5 700	1. 1. 2016 – dosud
IIA	16	>27 000	1.1.1987 – 1.1.1989

OLZ – Osvědčení letové způsobilosti

Kompletní tabulka požadovaných parametrů, jak je uvedena v ICAO Annex 6, je k nahlédnutí v příloze A.

Tab. 2.3 Výčet požadovaných parametrů FDR [16]

Pořadové číslo	Parametr
1	Čas (UTC nebo souhlasný čas s GPS)
2	Tlaková výška
3	Indikovaná vzdušná rychlost (IAS) nebo kalibrovaná vzdušná rychlost (CAS)
4	Kurz letu
5	Normální zrychlení
6	Sklon letadla
7	Náklon letadla
8	Klíčování rádiového přenosu
9	Výkon každého motoru
10*	Poloha klapky na odtokové hraně a poloha voliče v kabině
11*	Poloha klapky na náběžné hraně a poloha voliče v kabině
12*	Poloha voliče reverze tahu
13*	Poloha voliče pozemních spoilerů/rychlostní brzdy
14	Teplota venkovního vzduchu
15*	Autopilot/automatické dávkování výkonu/ AFCS režim a stav zapojení
16	Podélné zrychlení
17	Bočné zrychlení
18	Vstup od pilota a/nebo pozice kontrolních ploch primárního ovládání (klopení, naklánění, vybočení)
19	Poloha ovladače vyvážení

- 20\* Rádiová výška
- 21\* Odchylka od svislého naváděcího paprsku (ILS/GPS/GLS sklon klouzání, MLS výška, IRNAV/IAN svislá výchylka)
- 22\* Odchylka od horizontálního naváděcího paprsku (ILS/GPS/GLS polohový senzor, MLS azimut, IRNAV/IAN boční výchylka)
- 23 Průchod paprskem signálního majáku
- 24 Hlavní varování (Master warning)
- 25 Zvolená frekvence NAV každého přijímače
- 26\* Vzdálenost DME 1 a 2 (zahrnuje i vzdálenost k prahu přistávací dráhy (GLS) a vzdálenost k zmeškanému bodu přiblížení (IRNAV/IAN))
- 27 Status ve vzduchu/na zemi
- 28\* GPWS/TAWS/GCAS status (volba módu zobrazení terénu včetně statusu vyskakujícího na displeji a varování před blízkostí terénu (jak upozornění, tak varování i doporučení) a polohu volby zapnuto/vypnuto)
- 29\* Úhel náběhu
- 30\* Hydraulika, všechny systémy (nízký tlak)
- 31\* Navigační data (zeměpisná šířka/délka, rychlost vůči zemi a úhel snosu)
- 32\* Poloha přistávacího zařízení a voliče polohy přistávacího zařízení
- 33\* Rychlost letounu vzhledem k zemi
- 34 Brzdy (Tlak v levé a pravé brzdě, poloha pedálu levé a pravé brzdy)
- 35\* Další parametry motoru (EPR, N1, indikovaná úroveň vibrací, N2, EGT, průtok paliva, poloha uzavírací páky paliva, N3)
- 36\* TCAS/ACAS (Systém varování a předcházení kolizím)
- 37\* Varování před stříhem větru
- 38\* Vybrané barometrické nastavení (pilot, druhý pilot)
- 39\* Vybraná nadmořská výška (všechny provozní režimy volitelné piloty)
- 40\* Zvolená rychlost (Volitelné režimy provozu piloty)
- 41\* Zvolené Machovo číslo (Volitelné režimy provozu piloty)
- 42\* Zvolená vertikální rychlost (Volitelné režimy provozu piloty)
- 43\* Zvolený kurz (Volitelné režimy provozu piloty)
- 44\* Zvolená dráha letu (Volitelné režimy provozu piloty) (kurz/DSTRK, úhel trasy, konečná přibližovací trasa (IRNAV/IAN))
- 45\* Zvolená výška rozhodnutí
- 46\* Formát zobrazení EFIS (pilot, druhý pilot)
- 47\* Formát multifunkčního displeje (motor, výstrahy)
- 48\* Stav elektrické sběrnice střídavého proudu
- 49\* Stav elektrické sběrnice stejnosměrného proudu
- 50\* Poloha ventilu pro přívod tlakového vzduchu od motoru do kabiny
- 51\* Poloha ventilu tlakového vzduchu od APU
- 52\* Selhání centrálního počítače
- 53\* Změna hodnoty tahu motoru
- 54\* Nastavená cílová hodnota tahu motoru
- 55\* Vypočítané těžiště
- 56\* Množství paliva ve vyvažovací nádrži
- 57\* Použití Head up displeje
- 58\* Para-vizuální zobrazení zapnuto/vypnuto
- 59\* Aktivace varování před přetažením a pádem, varovných vibrací kniplu a automatického potlačení
- 60\* Reference primárního navigačního systému (GNSS, INS, VOR/DME, MLS, Loran C, senzor polohy přiblížení na přistání)

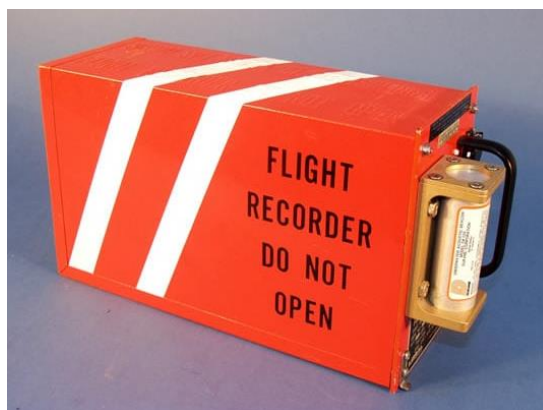
61*	Detekce námrazy
62*	Varování motoru – vibrace každého motoru
63*	Varování motoru – přehřátí každého motoru
64*	Varování motoru – nízký tlak motorového oleje každého motoru
65*	Varování motoru – překročení rychlosti (otáček) každého motoru
66*	Poloha vyvažovací plošky vybočení
67*	Poloha vyvažovací plošky klonění
68*	Vybočení nebo úhel bočního skluzu
69*	Volba odmrzovacího systému a/nebo protinámrazového systému
70*	Hydraulický tlak (všechny systémy)
71*	Ztráta tlaku v kabině
72*	Poloha voliče vyvážení v kokpitu pro klopení
73*	Poloha voliče vyvážení v kokpitu pro klonění
74*	Poloha voliče vyvážení v kokpitu pro bočení
75*	Všechny vstupní síly do řízení (ovládací kolečko, sloupek řízení, pedály směrového kormidla)
76*	Značka události
77*	Datum
78*	ANP (Actual Navigation Performance) nebo EPE (Estimate of Position Error) nebo EPU (Estimate of Position Uncertainty)

Pozn.: Parametry označené hvězdičkou (\*) jsou zaznamenávány pouze v případě, kdy je zdroj dat pro parametr používán systémem letounu či letovou posádkou k provozu letounu.

Následující výčet parametrů se vztahuje na letouny certifikované před 1. lednem 2023. Od roku 2023 budou k těmto 78 parametrům přidány další 4 parametry, pod pořadovými čísly 79–82. Tyto parametry budou vyžadovány u nově certifikovaných letadel a u starších, u kterých je bude možné zaznamenávat bez velkých oprav/změn. Jedná se o tlakovou výšku v kabině, vypočítanou hmotnost letadla, příkazy letového povelového přístroje (FD – Flight Director) a vertikální rychlost [17].

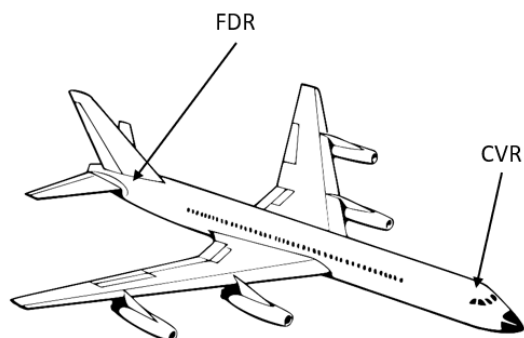
### 2.3.2 Fyzická odolnost FDR

Navzdory populárnímu označení „černá skříňka“ jsou letové zapisovače natřeny vysoce viditelnou oranžovou nebo jasně žlutou barvou. Navíc je pouzdro opatřeno reflexními pásky a podvodním lokačním majákem, což značně napomáhá nalezení pod vodou. Na skřínce je vytištěn anglický nápis „FLIGHT RECORDER DO NOT OPEN“ a francouzský nápis „ENREGISTREUR DE VOL NE PAS OUVRIR“ informující nálezce, že se jedná o letový zapisovač, a zakazující jeho otevření. Podoba letového zapisovače je zobrazena na obrázku níže [7], [14].



Obr. 2.6 Pouzdro letového zapisovače [18]

Ochranné pouzdro zapisovače je umístěno a připevněno tak, aby byla minimalizována pravděpodobnost porušení pouzdra a poškození záznamu požárem. Pouzdro zapisovače je umístěno v zadní části letadla tak daleko vzadu, jak je to jen možné, viz Obr. 2.7. U letadel s motory umístěnými u ocasních ploch musí být pouzdro umístěno tak, aby nedošlo při havárii k rozdrčení motory. Některé letouny, především kategorie CS-25, jsou vybaveny kombinovaným letovým zapisovačem, který je schopen se automaticky katapultovat z letadla. Na obrázku 2.7 níže je uveden příklad zastavění FDR do konstrukce letadla Boeing 737 [14], [16].



Obr. 2.7 Lokace CVR a FDR



Obr. 2.8 Zástavba FDR do letadla Boeing 737 [19]

Ochranné pouzdro je zkonstruováno tak, aby vydrželo extrémní žár ohně (teplo), silné pády a vysoký tlak. Aktuální nároky na fyzickou odolnost jsou uvedeny v tabulce 2.4 níže. Tyto požadavky jsou stanoveny v TSO-C124a/b, které se odkazují na EUROCAE ED 112 a ED 55. Vzhledem k tomu, že tyto dokumenty nejsou volně přístupné, pochází informace ze zprostředkovaného zdroje uvedeného v seznamu použité literatury.

Tab. 2.4 Požadavky odolnosti ochranného pouzdra FDR [10], [20]

Druh zatížení	Definovaná intenzita
Oheň (velká intenzita)	1100 °C po dobu 60 min
Oheň (malá intenzita)	260 °C po dobu 10 hod
Náraz	Decelerace 3400 G po dobu 6,5 ms
Odolnost proti rozdrčení	5 000 liber <sup>3</sup> po dobu 5 minut v každé ose
Tlak	500 liber na všechny strany rekordéru
Odolnost proti leteckým kapalinám (palivo, olej, aj.)	Ponoření po dobu 24 hodin
Odolnost proti mořské vodě	Ponoření po dobu 30 dní
Odolnost proti průniku	500 liber (Pád z 10 stop na kontaktní bod o průměru ¼ palce)
Odolnost proti hydrostatickému tlaku	Tlak ekvivalentní hloubce 6096 m (20 000 ft)

<sup>3</sup> 5000 liber = 2268 kg

Na obr. 2.8 je zobrazena černá skříňka letu 990 společnosti EgyptAir vylovená po havárii z Atlantického oceánu. Letadlo bylo kompletně zničeno, FDR byl nalezen a poskytl údaje potřebné pro vyšetřování nehody. Podrobnosti o tomto letu a závěry vyšetřování dostupné např. zde [21].



*Obr. 2.9 Skříňka EgyptAir Let 990 [7]*

### 3 SOUČASNÉ MONITORUJÍCÍ SYSTÉMY V LETOUNU

V této kapitole budou zmíněny stávající systémy, které pomáhají pozemnímu personálu se sledováním technického stavu letounu.

#### 3.1 Systémy informující pozemní personál o stavu letounu

Tato kapitola je věnována systémům, které umožňují komunikaci mezi posádkou letadla a pozemním personálem. Mezi tyto komunikace řadíme komunikaci hlasovou, vizuální a datovou.

Hlasová komunikace je prováděna pomocí rádiové telefonie, kdy dochází k přenosu mluveného slova. Tato metoda je velmi náročná na přenosové pásmo a množství přenášených informací.

Vizuální komunikace je prováděna pomocí signální lampy či pyrotechniky v případě, kdy dojde ke ztrátě radiokomunikace. Slouží k vydávání jednoduchých pokynů, kdy trvale zelené světlo značí uvolnění na přistání, či vzlet. Oproti tomu červené světlo zamítá přistání.

Datová komunikace slouží pro přeposílání informací mezi letadlem a základnou (řízením letového provozu, popř. leteckou společností). Charakter těchto zpráv je různorodý a značně odlehčuje od přetížené rádiové komunikace ve vyčíslených oblastech (méně komunikace na frekvenci ATC<sup>4</sup>) a umožňuje např. žádosti a udělení povolení na přistání. Tato komunikace je o poznání pomalejší než výše uvedená hlasová, a tudíž není vhodná pro nouzové nebo neodkladné zprávy. Vzhledem k tomu, že pro stejnou informaci v textové podobě vyžaduje menší šířku datového pásma, je vhodné právě tuto metodu použít k přenosu dat o údržbě. Z principu věci se nejedná o neodkladné zprávy a zároveň vyžadují větší objem dat, který by se jinou formou obtížně přenášel i zpracovával. Z tohoto důvodu budou dále uvedeny podrobné informace k této formě komunikace, která zahrnuje ACARS, CPDLC, ADS-B a transpondér s módem S [22], [23], [24].

#### 3.1.1 ACARS

S rozvojem civilního letectví letecké společnosti potřebují stále více dat na podporu provozu a údržby. Oddělení leteckého provozu potřebují více dat ke zlepšení svých komunikačních a dohledových schopností. Letecké společnosti ve snaze snížit pracovní zátěž posádky a zlepšit datovou integritu představily systém ACARS (Aircraft Communication Addressing and Reporting System) na konci 70. let minulého století.

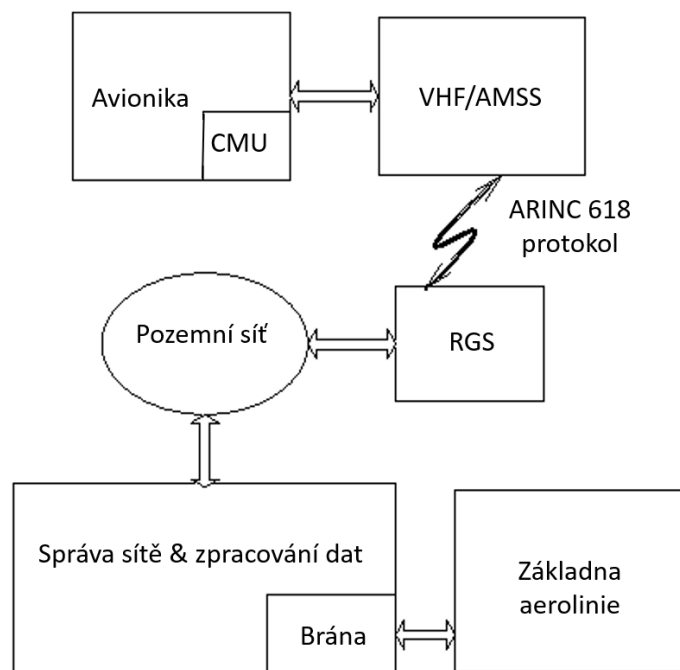
ACARS je systém datového spojení, který umožňuje komunikaci znakových dat mezi systémy letadla a pozemními systémy. Zpočátku se spoléhal výhradně na kanály VHF (Very High Frequency, komunikace na velmi krátkých vlnách), ale v poslední době byly přidány alternativní způsoby přenosu dat, které výrazně zvýšily jeho geografické pokrytí.

Protokol, který byl navržen společností ARINC (Aeronautical Radio, Incorporated), aby nahradil jejich hlasovou službu VHF používá telexové formáty. Mezinárodní společnost pro letecké komunikace SITA (Society for Aeronautical Telecommunications) později rozšířila svou celosvětovou pozemní datovou síť přidáním rádiových stanic poskytujících službu ACARS. ACARS bude nahrazen protokolem ATN (Aeronautical Telecommunications Network) pro komunikaci řízení letového provozu a internetovým protokolem pro leteckou komunikaci. Průběh datového toku pomocí systému ACARS je zobrazen na obrázku 3.1 níže [25], [26].

---

<sup>4</sup> ATC (Air Traffic Control) = řízení letového provozu





Obr. 3.1 Schéma datových toků systému ACARS; (RGS Remote Ground Station – vzdálená pozemní základna, CMU Control Management Unit – Hlavní jednotka, AMSS Amplitude Modulation Signalling System – Přenosový systém založený na amplitudové modulaci) [26]

Podle obsahu zpráv je dělíme na tři typy:

- Řízení letového provozu (ATC)
- Zprávy leteckého provozu a řízení (AOC – Aeronautical Operational Control)
- Administrativní kontrola leteckých společností (AAC – Airline Administrative Control)

ATC zprávy zahrnují žádosti letadel o povolení, vydávání povolení a instrukcí řídicím letového provozu.

AOC a AAC zprávy obsahují komunikaci mezi letadlem a základnou. Mohou obsahovat jakýkoliv obsah. Zprávy posílané do letadla (uplink) obsahují konečné zatížení a listy vyvážení (informace o centráži, nastavení trimu), počasí nebo NOTAM<sup>5</sup> informace [27]. Zprávy posílané z letadla (downlink) o stavu a poloze, ETA<sup>6</sup> a jakékoliv odklonění od dráhy. Zprávy taktéž mohou obsahovat informace o technické výkonnosti a stavu systémů letadla. Navíc je možné poskytovat data ze senzorů pro bodové informace o lokálním počasí.

Některé z těchto zpráv mohou být odesílány automaticky, jiné manuálně. Mezi ty s manuálním odesláním se řadí například dříve zmíněné žádosti a povolení k přistání, zatímco mezi automatické patří reportování stavu některých kritických systémů pro údržbu. Některé zprávy tedy mohou mít vlastní strukturu (každý pilot napíše jiným způsobem), zatímco jiné mají strukturu pevně definovanou a neměnnou. Pro všechny tyto zprávy však platí, že musí splňovat směrnice ARINC Standard 618<sup>7</sup> [26].

ACARS může být použit k posílání informací z letadla na základnu o stavu letadlových systémů a senzorů v reálném čase. Informace o chybách a abnormálních událostech jsou také

<sup>5</sup> NOTAM (NOtice To AirMen – Zpráva pro letce). Vydává je příslušná autorita daného státu (vzdušného prostoru) a varují před nebezpečnými jevy v prostoru (letecké dny, uzavřená letiště, stavební překážky, vojenská cvičení, migrující ptactvo apod.)

<sup>6</sup> ETA (Estimated Time of Arrival) – označuje odhadovaný čas příjezdu dopravního prostředku

<sup>7</sup> ARINC Standard 618 – Univerzální standard přenosu dat pomocí textového řetězce určený především pro letectví

zasílány na základnu společně s detailními zprávami, které jsou využity aeroliniemi pro monitorování stavu letounu a plánování údržby.

Tento systém je tedy již v dnešní době používán pro online informování pozemního personálu o stavu letounu, aby bylo možné například v destinaci připravit potřebné náhradní díly či kvalifikovaný personál. Tato data také mohou být použita pro podporu údržby, například pro sestavení výkonové křivky motoru. Z jejich změn v průběhu provozu letounu můžeme usoudit na degradaci některých dílů. Zároveň z doručených parametrů můžeme pomocí příručky od výrobce usuzovat na některé další poruchy či problémy a velmi rychle je eliminovat. Zároveň také postupné změny těchto parametrů poukazují na stárnutí letounu jako celku.

V příloze B je uvedena tabulka, která ilustruje některé zprávy, které byly přeneseny přes systém ACARS 1. června 2009 při letu AF 447 (Rio de Janeiro – Paříž). Tato data byla použita při vyšetřování příčiny nehody, kdy se letoun zřítíl do oceánu. V této tabulce můžeme vidět strukturu posílaných dat a udělat si představu o jejich povaze a podstatě. V tabulce 3.1 níže je pro ilustraci zobrazen první řádek zmíněné tabulky, který popisuje informaci o tom, že autopilot byl odpojen jiným způsobem než tlačítkem na řídicí páce k tomu určeném. Nese tedy vždy informaci o časovém razítku a velmi stručný zkratkový popis chyby.

Tab. 3.1 Příklad konkrétních dat přenesených přes ACARS [28]

Čas příjmu zprávy	Zpráva
02:10:10	-.1/WRN/WN0906010210 221002006AUTO FLT AP OFF

### 3.1.2 CPDLC

Controller-Pilot Data Link Communications (CPDLC) neboli komunikace datovým spojem mezi pilotem a řídicím byla vyvinuta v 90. letech minulého století jako doplněk tradiční hlasové komunikace. Obsahuje obousměrný systém datového spojení, kdy dochází k přenosu nenaléhavých strategických zpráv, které se zobrazují v kokpitu na displeji (Flight Deck Visual Display), viz Obr. 3.2 [29], [22].



Obr. 3.2 Terminál CPDLC [30]

Výměna zpráv je řízena Evropskou organizací pro bezpečnost leteckého provozu Eurocontrol v Maastrichtském kontrolním středisku (MUAC – Maastricht Upper Area Control Centre) a jako FANS-1/A<sup>8</sup> nad oceány [31], [29].

CPDLC poskytuje následující služby datového přenos:

- DLIC (Data Link Initiation Capability) – poskytuje informace potřebné pro zahájení datového spojení
- ACM (ATC Communications Management Service) – poskytuje automatizovanou pomoc letové posádce a dispečerům při přenosu komunikace (hlasové a CPDLC)
- ACL (ATC Clearances Service) – umožňuje letové posádce a dispečerům provádět výměny provozních dat (zasílání žádostí a zpráv, vydávání povolení, pokynů a oznámení)
- AMC (ATC Microphone Check Service) – umožňuje dispečerům odeslat instrukce všem letadlům vybavených CPDLC na dané frekvenci, aby ověřili, že hlasová komunikace neblokuje daný hlasový kanál
- DCL (Departure Clearance) – poskytuje automatizovanou pomoc při vyžádání a doručení odletových povolení (Ve vzdušném prostoru ČR není dostupné) [32], [33].

K dispozici je také možnost „volného textu“ pro výměnu informací, které neodpovídají definovaným formátům.

Hlavními výhodami CPDLC je zejména zvýšení propustnosti datového toku na běžných frekvencích z důvodu přenosu informací textovou formou a dále také snižuje nebezpečí nedorozumění, kdy se dispečer i pilot ke zprávám může vrátit. Nevýhodou je to, že při běžné komunikaci na frekvenci získají poslechem ostatní piloti situační povědomí, zatímco k této textové komunikaci nebudou mít přístup [34].

### 3.1.3 ADS-B

Automatic Dependent Surveillance-Broadcast (ADS-B) je sledovací technologie, při které letadlo určuje svoji polohu pomocí satelitní navigace nebo jiných senzorů a pravidelně ji vysílá, což umožňuje jeho sledování. Informace mohou přijímat pozemní stanice řízení letového provozu jako náhradu za současné transpondéry. Zatímco transpondér vysílá informace zpět k majáku až po dotazu SSR (Secondary Surveillance Radar – sekundární přehledový radar), ADS-B samo vysílá periodicky informace. Informace v okruhu letadla přijímají další letadla vybavená ADS-B IN/OUT čímž získávají situační povědomí a slouží i pro systémy varování před srážkou [35], [36], [37].

ADS-B se skládá ze dvou jednotek ADS-B OUT a ADS-B IN. ADS-B OUT je základní jednotka, která umožňuje vysílání informací o poloze letadla aj., ADS-B IN umožňuje příjem informací z vysílačů (ADS-B OUT).

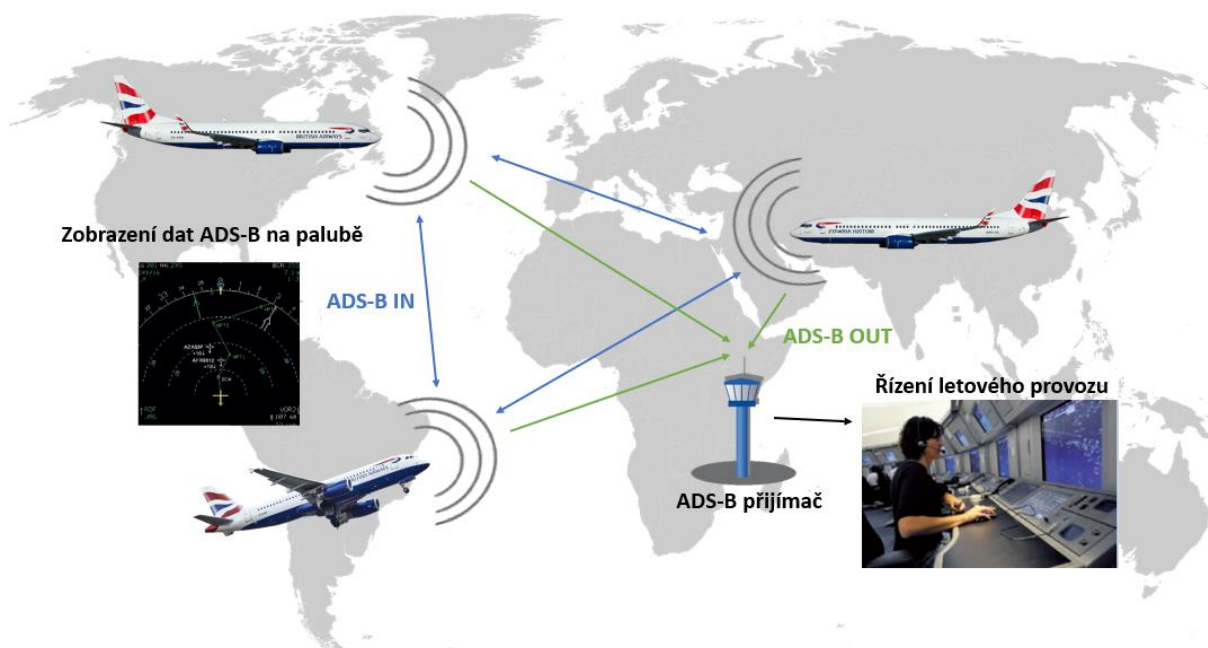
Přenášená data zahrnují následující informace o letadle:

- horizontální polohu,
- barometrickou výšku,
- identifikaci,
- nouzový stav aj. [37].

System ADS-B je zobrazen na obrázku 3.3 na další straně.

---

<sup>8</sup> FANS-1/A (Future Air Navigation System) – řada produktů, která umožňuje ATC vidět a komunikovat s letadly v oblastech, které nejsou radarově dostupné.



Obr. 3.3 ADS-B systém [36]

### 3.1.4 Transpondér a Mód S

Transpondér (XPDR) je přijímač/vysílač, který po správném dotazování vygeneruje signál odpovědi. Dotazování a odpověď jsou na různých frekvencích.

Konkrétní kód je přidělen transpondéru každého letadla létajícímu v řízeném vzdušném prostoru, čímž je konkrétní letadlo identifikováno pomocí SSR (sekundární přehledový radar).

Některá letadla nemají přidělen kód a podle mezinárodní dohody se pro jejich označení používá kód 2000 (v některých částech Evropy 7000). Podrobnosti o standardních kódech v různých zemích lze najít v národních leteckých informačních publikacích (AIP). V případě nouze se používají speciální kódy, např. kód 7700, který značí obecnou pohotovost [35].

Letadla mohou být vybavena transpondéry schopnými provozu v různých režimech:

- Mód A (zařízení módu A) – vysílá pouze identifikační kód
- Mód C – umožňuje řídicímu provozu vidět nadmořskou výšku nebo letovou hladinu
- Mód S – navíc k informacím obsaženým u módu C umožňuje i výměnu dat

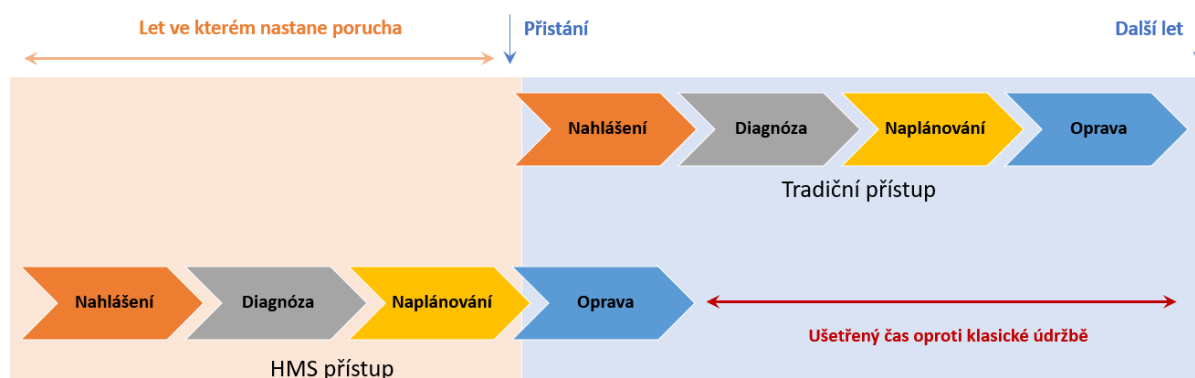
Mód S umožňuje díky svému principu fungování a vyšší přenosové kapacitě přenášet více informací o letounu a jeho poloze. Umožňuje tak řídicímu letového provozu lepší situační povědomí bez zdlouhavé hlasové výměny potřebných informací. Jedná se například o zvolenou letovou hladinu, magnetický kurz, rychlost vůči zemi, rychlost stoupání atp. Tyto informace tedy mohou pomoci řídicímu letového provozu lépe navigovat jednotlivé letouny s menším rizikem vzniku nebezpečných situací či kolizí [35], [38].

## 3.2 Systémy monitorující technický stav letounu

V současné době, musí letecké společnosti více a více dbát na minimalizaci svých provozních nákladů, neboť se zvyšuje konkurence, a i koncoví zákazníci jsou více orientováni na cenu a úspory než kdy dříve. Jednou z oblastí, kde prostor pro zlepšení ještě nebyl zcela využit, je údržba. Odhaduje se, že více než 25 % výdajů na údržbu je způsobeno neplánovanou údržbou, která navíc zvyšuje spotřebu paliva (přesun na místo opravy). To je další významný bod, neboť v dnešní době každý gram CO<sub>2</sub> vyprodukovaný navíc je trnem v oku všem ekologicky

smýšlejších organizacím. Kombinace prediktivní údržby a analýzy dat může být nástrojem, jak v této oblasti postoupit k zefektivnění nákladů, neobejde se to však bez překonání jistých překážek [39].

Prediktivní údržba využívá údaje generované každým letadlem v kombinaci s provozními údaji k určení stavu systémů na palubě letadla. Sensory v letadle se používají ke sledování klíčových parametrů, jako je tlak vzduchu, teplota, rychlost a průtok paliva. Tyto senzory mohou poskytnout užitečná data, která ukazují, zda systém funguje optimálně. Naopak pokud data ukazují, že např. palivový systém nefunguje dle očekávání výrobce, lze vhodně naplánovat údržbu. V ideálním případě by údaje o prediktivní údržbě měly indikovat, kolik času má letecká společnost před tím, než některý systém zaznamená významné snížení výkonu nebo v nejhorším případě úplnou poruchu. Na obrázku 3.4 je zobrazeno srovnání časové osy tradičního přístupu údržby s přístupem monitorujícím technický stav na palubě letadla (HMS – Health Monitoring System), kde je možné vidět významnou časovou, a tedy i finanční úsporu [40].



Obr. 3.4 Časová osa tradičního a HMS přístupu oprav [40]

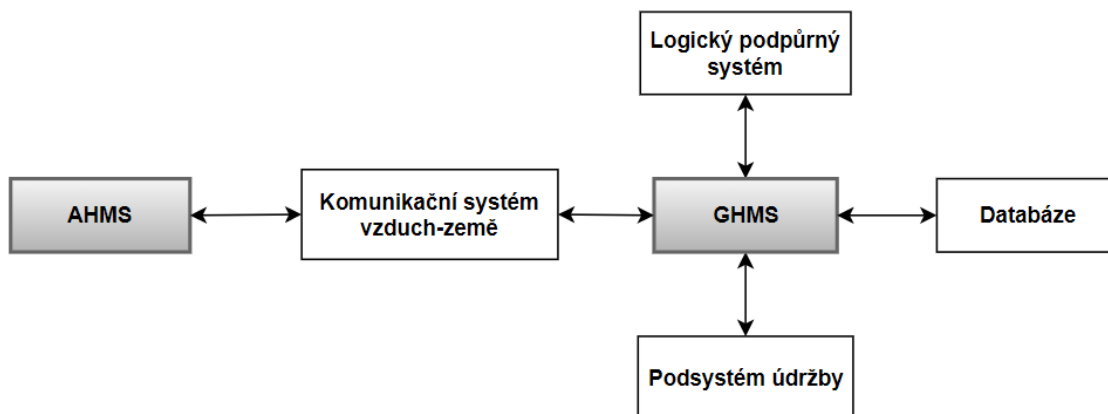
Senzory používané k monitorování každého letadlového systému jsou připojeny k elektronickým jednotkám, běžně označovaným jako FDAU (viz kapitola 2.2), které jsou určeny ke sběru dat pro analýzu. Některá požadovaná data jsou již monitorována a mohou být přenášena na FDAU prostřednictvím datové sběrnice, jako je ARINC 429.

Po odeslání do FDAU mohou být data prediktivní údržby uložena na vyměnitelná média, jako jsou kompaktní flash disky, nebo mohou být přenášena přes síť, jako je ACARS nebo Wi-Fi. FDAU jednotka také může mít integrovaný výpočtový modul, což může významně snižovat množství dat, která je nutno přenést nebo uložit.

Existuje několik možností přístupu k datům. Výhodou přenosu údržbových dat přes ACARS je to, že data jsou k dispozici pro analýzu prakticky v reálném čase. Tento přístup bohužel může být neúnosně nákladný, pokud je potřeba přenést velké množství dat. Podobně mohou být data přenášena po celulární síti, která kromě toho, že je také poměrně drahá, vyžaduje silný a spolehlivý signál, aby byla efektivní. Jednou z alternativ je ukládání zaznamenaných dat ze senzorů na vyměnitelné kompaktní flash moduly. I když tato úložná zařízení mohou ukládat velké množství dat, musí být před analýzou fyzicky vyjmuta z letadla a přepravena do zařízení, které je možno vyhodnotit, což opět zvyšuje náklady. Nakonec mohou být data po přiletu k bráně přenášena z letadla přes Wi-Fi.

Po načtení údajů ze snímačů z FDAU je nutné je kombinovat s řadou údajů o provozu a údržbě, které mají letecké společnosti odvozené z jiných zdrojů a formátů, včetně papírových a PDF dokumentů. Všechna tato data je třeba shromáždit a konsolidovat, aby je bylo možné analyzovat. Nejprve je však nutné zkontrolovat chybná nebo chybějící data v procesu zvaném „čistění dat“. Tento časově náročný a pečlivý proces je nezbytný pro kontrolu dat a opravu případných chyb před jejich analýzou [41].

Na obr. 3.5 je schematicky znázorněn princip systému monitorujícího stav letounu, který se skládá z části monitorující technický stav umístěné v letadle (AHMS – Airborne Health Monitoring System) a části na zemi (GHMS – Ground Health Monitoring System). Letadlová část je složena ze systému senzorů, routeru (přenašeče signálu) a centrálního počítače. Pozemní část se skládá z expertů, kteří vyhodnocují nasbíraná data a srovnávají je s databázemi, a dále pak dalších podpůrných systémů, které jim pomáhají s detekcí případného problému [40].



Obr. 3.5 Schéma principu systému monitorujícího technický stav [40]

V posledních letech zaznamenal letecký průmysl rostoucí trend využívat umělou inteligenci (AI – Artificial Intelligence) a strojové učení (ML – Machine Learning) k analýze vyčištěných dat za účelem identifikace jakýchkoliv anomálií, které ukazují, zda součást nebo systém nefunguje správně. Výsledné informace lze použít k plánování vymontování podezřelé součásti, aby bylo možné ji buď otestovat, nebo vyměnit. V tomto okamžiku v prediktivním testování procesu údržby může být u zkoumaného komponentu určeno tzv. „No Fault Found“ (NFF – že není vadný), i když je známo, že vykazuje neobvyklé chování. Letecké společnosti se učí optimalizovat potenciál prediktivní údržby. I přestože empirická data mohou ukazovat, že podezřelý komponent je na konci životnosti, prakticky je stále funkční a splňuje požadavky na něj kladené [39].

Moderní letadla musí sledovat obrovské množství parametrů (až 24 000). Při zkombinování těchto dat s provozními daty letadla může jediný let vygenerovat až terabajty dat [39]. Problém je v tom, že letadla jsou sice bohatá na data, ale chudá na informace. Shromáždění dat obvykle není obtížné, ale samotná data jsou k ničemu. Úkolem je stanovit „normální“ stav, ze kterého lze algoritmicky vypočítat překročení a trendy, které by jinak zůstaly neidentifikované. Identifikace těchto trendů umožňuje proaktivní údržbu a provozní postupy.

Účelem senzorů letadla je ukázat, že palubní systémy fungují správně, a udržet je tak, jak jsou navrženy. Jak systém stárne a vadná součást začne degradovat, nemusí být k dispozici dostatek dat k určení, která součást způsobuje problém a proč.

Příležitostí ke zlepšení údržby letadel a snížení nákladů je shromáždit správný typ dat, aby se zjistilo, proč jsou některé systémy na palubě letadla nespolehlivé. Cílem týmu údržby nesmí být pouze odstranění problémové součásti, ale pokud je to možné, musí také lokalizovat a odstranit hlavní příčinu, aby nedošlo k opakovanému výskytu. I když množství dat, která se dnes shromažďují, může pomoci a často se tak opravdu děje, je také pravděpodobné, že bude třeba shromáždit další a přesnější údaje.

V letadle bude vždy několik systémů, které mají nižší spolehlivost než ostatní, a právě tyto vyžadují většinu neplánované údržby včetně nákladů na ni. Pokud se z těchto potenciálně problematických systémů sbírá dostatečné množství správného typu dat, lze k lepšímu rozhodování o jejich testování a nahrazení použít AI a ML. Pokud stávající data nestačí k určení zdroje problému, může být výhodné nainstalovat více senzorů a vlastní FDAU, aby bylo možné

shromáždit a vyslat nebo uložit požadovaná data. Bylo by třeba provést důkladnou analýzu nákladů a přínosů, aby bylo možné ukázat úspory (finanční i časové), kterých lze dosáhnout.

K monitorování senzorů na nespolehlivém systému, který nemá dostatek dat, lze použít modulární a škálovatelné systémy sběru dat. Akviziční hardware umožňuje sběr dat z částí letadla, které dnes mají malou nebo žádnou instrumentaci. Tento přístup umožňuje získat velké množství hardwarových shod, kde lze sbírat data. Jako příklady lze uvést klimatizační systémy pro cestující v letadle, systémy podvozků, APU atd.

Protože FDAU může být umístěn v blízkosti systému, jsou instalační náklady výrazně sníženy. Každá FDAU může být vyrobena na míru tak, aby splňovala přesné potřeby zákazníka. Pokud bude v budoucnu zjištěna potřeba více údajů, lze FDAU upgradovat tak, aby zahrnovala nové požadavky. Použití standardních řešení pro sběr dat optimalizovaných pro velikost, hmotnost a výkon umožňuje zákazníkům rychle reagovat na požadavky prediktivní údržby [39].

### 3.2.1 Systém monitorující technický stav motoru

Letecké motory představují složitou soustavu, která vyžaduje odpovídající monitorování, aby byla zajištěna bezpečnost letu a včasná údržba. Displeje v kokpitu indikují výkon motoru prostřednictvím důležitých parametrů, jako jsou otáčky, tlakové poměry motoru, teploty výfukových plynů atd. Dodávka oleje do kritických částí, jako jsou ložiska, je zásadní pro bezpečný provoz. Pro monitorování stavu paliva a oleje se používají ukazatele množství, tlaku a teploty. Kromě těchto rozhodujících parametrů jsou během provozu motoru neustále sledovány vibrace, aby se zjistila případná nevyváženost, která může být způsobena selháním rotujících částí nebo ztrátou lopatky. Libovolný z těchto parametrů může sloužit jako včasný indikátor, který zabrání nákladnému poškození součásti nebo katastrofické poruše, a tím pomoci snížit počet nehod a náklady na údržbu leteckých motorů.

Systémy monitorující stav motoru (EMS – Engine Monitoring Systems) se staly v posledních dvou desetiletích standardem v souladu s pokrokem v leteckých motorech a výpočetní technice. U komerčních letadel představuje rutinní používání EMS pro monitorování technického stavu motoru (EHM – Engine Health Monitoring) problémy, zejména kvůli množství a nejednoznačnosti interpretovaných údajů a kvůli vysokému počtu falešných poplachů, které způsobují neochotu uživatelů spoléhat se na výsledky.

Mezi typické parametry doporučené pro monitorování v letadle patří:

- teplota (nasávaný vzduch, venkovní vzduch, výfukové plyny, kompresor, turbína, vzduch od kompresoru)
- tlak (nasávaný vzduch, kompresor, mazací olej, vzduch od kompresoru)
- olejová soustava (množství, filtry, spotřeba, cizí částice, znečištění)
- vibrace (rotory, hřídele, přídatné spalování, redukční převody, ložiska, převodovky a příslušenství)
- životnost (provozní hodiny, startovací časy, únava, napětí, praskliny)
- další parametry (rychlosti, průtok paliva, poloha škrtkové klapky, poloha trysky a statoru...)

Hlavní parametry, které jsou sledovány za účelem stanovení výkonu motoru, jsou:

- aerodynamický výkon – tlakový poměr motoru, průtok paliva, otáčky za minutu, teplota výfukového plynu a poloha škrtkové klapky
- mechanický výkon – amplituda vibrací, olejová spotřeba

Některé z těchto parametrů (a upozornění na ně) jsou zobrazovány taktéž pilotovi v kokpitu, aby na ně mohl v případě potřeby reagovat. V kokpitu mohou být za tímto účelem instalovány různé zobrazovací jednotky. Ve většině dopravních letadel bývá použita buď jednotka EICAS (The Engine Indication and Crew Alerting System) nebo ECAM (The Electronic

Centralized Aircraft Monitoring). Tyto jednotky získávají údaje nezbytné pro svou funkci ze senzorů umístěných v primárních systémech letounu. Na obrázku 3.6 vidíme příklad ECAM displeje, který zobrazuje např. teploty výfukových plynů (EGT), vlevo dole pak signalizace otevřených dveří (DOOR L FWD CABIN).



Obr. 3.6 ECAM displej [30]

Současná praxe pro komerční letadla vyžaduje nepřetržité monitorování výkonových parametrů na palubě a přenos na zem v případě, kdy dojde k překročení předem nastavené hranice. I když jsou data během letu shromažďována při dostatečně vysoké vzorkovací frekvenci, tato data se neukládají pro další analýzu. Místo toho se pro pozemní personál přenáší jedna hodnota (např. kvadratický průměr nebo efektivní hodnota) pro účely údržby, aby bylo možné detekovat obecné trendy po dlouhou dobu.

Zaznamenaná data jsou zpracována a porovnána s „normálními“ údaji stanovenými výrobcem nebo provozovatelem. Tato shromážděná data mají ovšem nízkou vzorkovací frekvenci kvůli vysokým nákladům na přenos dat pozemnímu personálu pro další analýzu. Výrobci motorů se nyní snaží o vyhodnocení možnosti analýzy dat přímo na palubě, aby nebylo nutné přenášet velké objemy k pozemnímu personálu nebo je ukládat.

Výzkum v oblasti diagnostiky poruch má za cíl najít automatizované diagnostické nástroje, které poskytují automatické generování smysluplnějších a přesnějších diagnostických informací o poruchách. Usiluje se o kombinaci znalostí ze standardních expertních systémů s teoretickými znalostmi a informacemi z testovacích stanovišť k vývoji spolehlivějších a důkladnějších knihoven poruch a klasifikačních nástrojů.

Monitorovací systémy shromažďují velké množství dat, které se obvykle analyzuje offline. Dobře zavedené statistické metody jsou stále normou. Implementace těchto metod vzrostla na sofistikovanosti a rychlosti s nárůstem výpočetní síly.

U typických parametrů motoru, jako jsou teploty, tlaky a rychlosti, jsou překročení a trendy sledovány pomocí komerčně dostupných softwarových balíčků. Pokud dojde k překročení předem definované meze, aktivuje se upozornění v kokpitu a údaje o výkonu se zaznamenávají pro další vyšetřování na zemi. Výstrahy založené na překročení meze a monitorování trendů poskytly vylepšené diagnostické schopnosti u komerčních a vojenských letadel.

Tradiční způsob, jak dosáhnout automatizované diagnostiky, je vytvoření knihovny poruch na základě zkušeností z provozu a údajů výrobce a pomocí těchto znalostí vybudovat odborný systém k identifikaci potenciálních zdrojů selhání. Spolehlivost těchto softwarových balíčků do značné míry závisí na přesnosti závad zjištěných odborníky. Pro stanovení všech nezbytných pravidel pro diagnostiku motoru jsou obvykle nutné roky akumulace znalostí. Nicméně hlavní úsilí výzkumu se soustředí na zlepšení spolehlivosti diagnostiky kombinací



diagnostické metody založené na pravidlech s jinými technikami umělé inteligence (AI) jako je neurální síť a fuzzy logika<sup>9</sup>. Souhrn hlavních metod je uveden níže.

**Diagnostika založená na modelech (Model-based diagnosis)** představuje silný doplněk expertních systémů přidáním do databáze znalostí získané z praktických zkušeností a od odborníků. Modelová diagnostika se soustředí hlavně na kombinování teoretických znalostí s informacemi o testovacím zařízení. V diagnostice založené na modelu je odhadovaný systémový model porovnán s nominálním modelem systému. Rozdíl mezi těmito dvěma modely poskytuje míru odchylky mezi odhadovaným a nominálním modelem a používá se k rozhodování o tom, zda došlo k selhání. Nezbytným požadavkem pro modelovou diagnostiku je vývoj přesného modelu systému.

**Diagnostika založená na neuronových sítích (Neural networks-based diagnosis)** je dalším prostředkem doplňujícím diagnostiku založenou na pravidlech. Neuronové síťové modely lze použít místo tradičních modelů jako prostředek k poskytnutí techniky nelineárního modelování. Modely neuronových sítí mohou také poskytnout obecný nástroj pro klasifikaci testovacích dat pro srovnání s teoretickými daty z jiných modelů. Hlavní výhodou neuronových sítí je jejich schopnost naučit se vadné a normální provozní znaky ze skutečných testovacích dat a pomáhat se spolehlivou klasifikací poruch v motorech, aniž by vyžadovaly podrobné modely systému. Nicméně důkladný neurální diagnostický nástroj pro vývoj modelu vyžaduje sběr rozsáhlých tréninkových dat, včetně všech možných signatur poruch. Jedním z možných zdrojů tréninkových dat jsou letové zkoušky.

**Další technologie umělé inteligence** hrají významnou roli ve vývoji diagnostických metod. Vzhledem k tomu, že se EHM stal důležitým tématem, je pravidelně shromažďováno velké množství údajů o monitorování leteckých motorů. Další výzvou je získávání užitečných informací z těchto dat pro lepší technická a strategická rozhodnutí. Zjišťování znalostí v databázích je přístup založený na datech, který je široce použitelný v mnoha oblastech výzkumu. Mezi potenciální techniky patří rozhodovací stromy, fuzzy kognitivní mapy a další techniky měkkého výpočtu pro diagnostiku a prognostiku. Metody využívají veškerá dostupná data a znalosti k dosažení spolehlivé diagnózy v případech, kdy režimy spolehlivosti nejsou pro spolehlivou detekci a diagnostiku důkladně pochopeny [42].

### 3.2.2 Systém monitorující technický stav konstrukce letounu

Všechny strukturální entity jsou vystaveny stárnutí, rozpadu a opotřebení z přirozených nebo nenadálých příčin. Monitorování technického stavu konstrukce (SHM – Structure Health Monitoring) je technika, která se používá k analýze a vyhodnocování stability a technického stavu konstrukce. Funkční životnost konstrukce lze také vypočítat na základě jejího stávajícího stavu. Technika SHM se používá jak v civilních či historických budovách tak v dopravních prostředcích [43].

Většina systémů je založena na zkušenostní databázi nasnímaných dat, se kterou jsou poté porovnávány skutečné hodnoty. Každý senzor je připojen k centrální jednotce (buď kabelem, nebo bezdrátově). Snímaná data jsou před odesláním do centrální jednotky pro analýzu pomocí monitorovacích algoritmů převedena do digitální podoby.

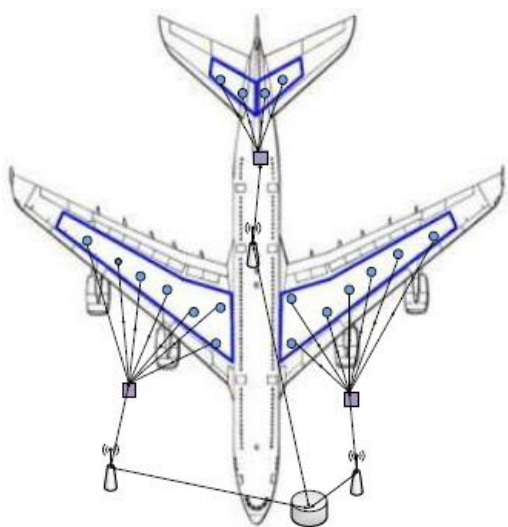
V tradičních systémech SHM jsou senzory obvykle zabudovány do konstrukce a veškeré snímané informace z vibrací struktury jsou odesílány prostřednictvím vodičů do centrálního úložiště dat. Takové systémy trpí nevýhodami, jako je nákladná instalace, nákladná údržba a nespolehlivá komunikace ve vodičích. (Vodiče v moderních systémech SHM jsou nahrazovány

---

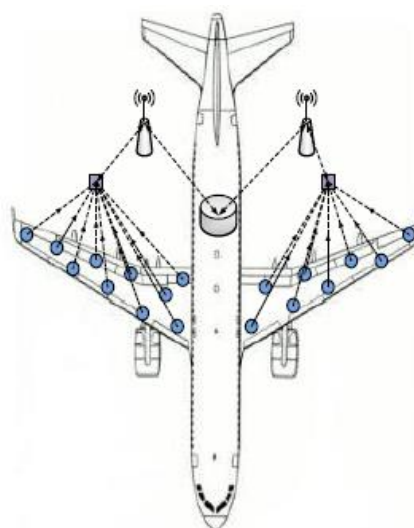
<sup>9</sup> Fuzzy logika je podobor matematické logiky, který je odvozen od teorie fuzzy množin. Oproti výrokové logice, která využívá pouze dvě logické hodnoty, operuje se všemi hodnotami z intervalu  $\langle 0; 1 \rangle$ .

bezdrátovými sensorovými sítěmi (WSN – Wireless Sensor Network), které zmírňují mnoho nevýhod v tradičních kabelových systémech SHM.

Za účelem boje proti mnoha nevýhodám kabelového systému SHM jsou kabelové senzory nahrazovány bezdrátovými sensorovými sítěmi. Bezdrátové senzory se ve srovnání s kabelovými protějšky snadněji instalují do konstrukce, a navíc je docíleno nižší spotřeby paliva díky nižší hmotnosti systému. Tímto způsobem lze do tohoto bezdrátového monitorovacího systému přidat více senzorů, které poskytují přesné informace o struktuře. Na obrázku 3.7 a 3.8 je zobrazen příklad rozmístění senzorů v letounu pro případ palivových nádrží a strukturních prvků křídla [44].



Obr. 3.7 Rozmístění senzorů v palivových nádržích [44]



Obr. 3.8 Rozmístění senzorů na křídle [44]

Hlavní výhodou systému SHM je automatizace rutin údržby a postup od údržby podle plánu (Schedule-based) k údržbě podle stavu (Condition-based). Mezi výhody údržby založené na stavu oproti plánu patří zejména větší dostupnost letadlové flotily a snížení celkových nákladů. To vše nejen díky rychlejší údržbě, ale také díky rozšířeným možnostem SHM, mezi které patří například automatická identifikace místa poškození a posouzení případného vlivu na celou konstrukci.

Mezi kritická místa, která vyžadují nepřetržité monitorování patří:

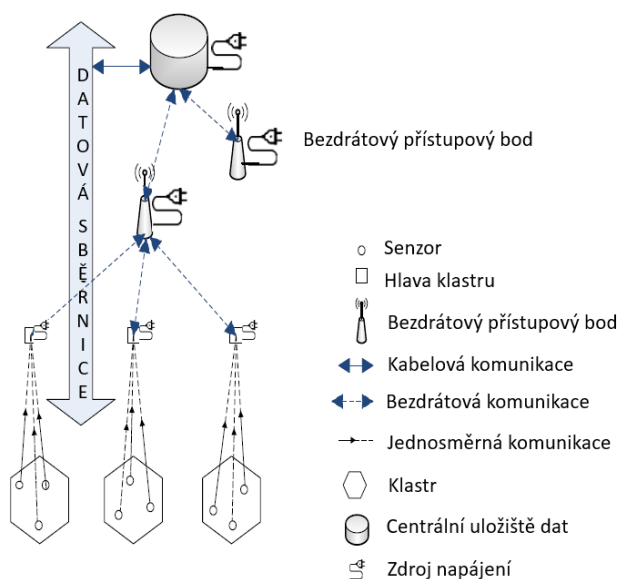
- Palivové nádrže – senzory monitorující hladinu paliva v každé palivové nádrži
- Výfukové potrubí – senzory indikující průchodnost potrubí
- Podvozek letadla – kontrola opotřebení, defektu a správného tlaku vzduchu v pneumatice
- Motor – senzory instalované v motoru a v jeho okolí monitorují teplotu a stav jeho součástí
- Křídla – senzory instalované na křídlech monitorují okolní vibrace a jakékoliv praskliny nebo poškození způsobené korozi nebo jiným zdrojem
- Požár – Detektory kouře nebo senzory v určitých oblastech, jako je kokpit, kuchyň, část pro cestující a paluba nákladu, mohou zachytit náznaky vzniku požáru a zaslat výstrahy prostřednictvím systému SHM [44].

Hierarchie WSN systému je rozdělena do tří úrovní, viz Obr. 3.9. Nejnižší úroveň tvoří senzory různých druhů, které mají za úkol snímat aktivity, které jsou od nich vyžadované např. detektory kouře pro účely požáru a bezpečnosti, snímače tlaku v pneumatikách, snímače teploty v okolí motoru atd. Snímače by měly být ve své funkci autonomní. Sensory jsou uspořádány ve formě klastrů.

Druhá úroveň je tvořena hlavami klastrů, které mají za úkol dotazovat a shromažďovat snímaná data ze senzorů s cílem eliminovat nadbytečnost, minimalizovat náklady na komunikaci a shrnout objemná data do přesnějších informací.

Třetí úroveň je tvořena jednak přístupovými body a jednak centrálním uložištěm dat. Přístupové body usnadňují komunikaci (interakci) mezi různými hlavami klastrů a centrálním uložištěm dat, které mohou být v letadle velmi daleko od sebe. Centrální uložiště dat shromažďuje data a obsahuje algoritmy monitorování technického stavu, které analyzují agregovaná měření přijatá od všech hlav klastrů a podle toho vyvozují závěry o aktuálním strukturálním stavu.

Jakékoliv zjištění události nebo překročení prahových hodnot nebo dokonce hladký provoz konkrétní struktury je tedy nejprve analyzováno centrálním datovým uložištěm a poté odesláno k zobrazení na zobrazovacích jednotkách ECAM/EICAS v kokpitu [44].



Obr. 3.9 Topologie strukturálního monitorování technického stavu [44]

V tabulce níže jsou uvedeny běžné technologie SHM užívané na letadlech.

Tab. 3.2 Technologie monitorování SHM [45]

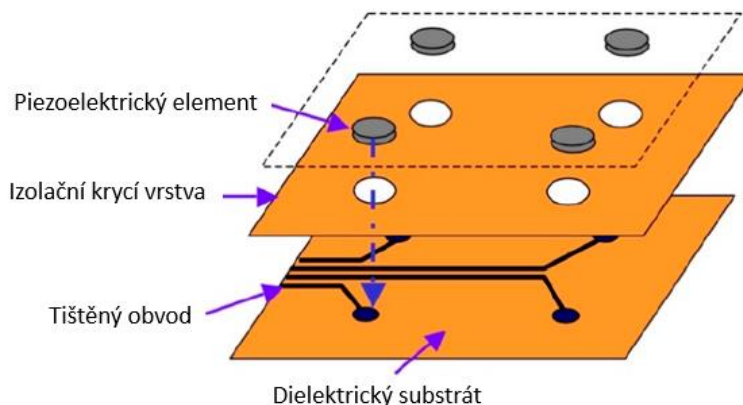
Princip monitorování	Typ senzoru	Sledovaná veličina	Mód	
Napětí	Optický	Zatížení a náraz	Pasivní	
Šíření vln	Napěťová vlna	Piezoelektrický	Náraz	Pasivní
	Akustická emise	Piezoelektrický	Globální/místní poškození	Pasivní
	Řízené vlny	Piezoelektrický/ elektromagnetický	Globální/místní poškození	Aktivní
	Ultrazvuk	Piezoelektrický/ laser	Místní poškození	Aktivní
Elektromechanická impedance	Piezoelektrický	Místní poškození	Pasivní	
Elektrický odpor	Odporový prvek	Místní poškození	Pasivní	
Srovnávací vakuové monitorování	Vzduchové/ vakuové vedení	Místní poškození	Pasivní	
Vířivý proud	Snímače cívek s vířivými proudy	Místní poškození	Aktivní	

Mezi těmito různými typy senzorů jsou pro SHM široce používány piezoelektrické materiály (PZT), protože je lze díky jejich piezoelektrickému jevu<sup>10</sup> použít buď jako akční členy (aktuátory) nebo senzory detekující posunutí.

Typický systém SHM založený na piezoelektrickém jevu se skládá ze sítě senzorů namontovaných nebo zabudovaných do struktury hostitele, diagnostického hardwaru a softwaru pro analýzu dat.

Typ, umístění a počet senzorů a akčních členů kriticky ovlivňují citlivost a výkon systému SHM. Jak se počet senzorů zvyšuje, integrace takové sítě senzorů se strukturou může být velmi náročná nebo nepraktická. Technologie SMART Layer (Chytrá vrstva) původně vyvinutá na Stanfordské univerzitě nabízí jednoduchý a efektivní způsob integrace velké sítě senzorů PZT do struktury s vysokou spolehlivostí. Jakmile je připojena, lze síť senzorů použít ke shromažďování údajů o monitorování stavu po celou dobu životnosti struktury.

SMART Layer je vyrobena z tenkého dielektrického filmu se zabudovanou sítí distribuovaných PZT, které lze použít buď jako akční členy nebo senzory, jak je znázorněno na obrázku 3.10. Využívá vrstvené konstrukce: obvodová vrstva, izolační vrstva a sensorová vrstva. Novinka vrstvy spočívá v jejích síťových schopnostech s jakýmkoli typem senzoru, které zlepšují jeho monitorovací schopnosti a eliminují potřebu umístit každý typ senzoru zvlášť na strukturu [45].



Obr. 3.10 Konfigurace vrstvy senzorů [45]

SMART Layer nabízí snadnou instalaci, přizpůsobivost jakékoli struktury se složitou geometrií, použití sítě pro snímání oblastí, ovládací a snímací schopnosti, konzistenci signálu a spolehlivost senzoru a stínění ke snížení elektromagnetického šumu. Vrstva může být buď povrchově namontována na existující struktury, nebo vložena do kompozitních struktur během výroby, což poskytuje vestavěné nedestruktivní posouzení stavů struktur.

### 3.2.3 Integrovaná technologie řízení technického stavu v letectví

Integrovaná technologie řízení technického stavu (IVHM – Integrated Vehicle Health Monitoring Technology), která spojuje monitorování stavu všech subsystémů, diagnostiku poruch, zmírňování poruch, predikci poruch a plánování údržby, předcházení nehodám, zvýšení bezpečnosti, zlepšení údržby na zemi a snížení nákladů na údržbu, byla vyvinuta agenturou NASA.

Monitorování stavu je zajištěno efektivní sítí senzorů a návrhem správného testovacího cyklu pro sběr dat, filtrováním a ukládáním provozních dat systému pro diagnostiku a predikci poruch. Shromážděná data, která obsahují chybu jsou používána jako referenční databáze poruch a výsledné rozhodnutí o závadě uloží.

<sup>10</sup> Piezoelektrický jev vykazují některé materiály. Při přivedení elektrického napětí mění svou velikost a plní funkci akčního členu. Při stlačení generují elektrické napětí a fungují jako senzory, tzn. posílají signál v případě, kdy se něco pohne a stlačí senzor.

Úkolem zmírňování poruch je snížit dopad poruchy na systém. Obslužný personál může změnit nebo opravit systém díky indikaci systému. Případně lze využít self-healing materiál, který je do určitého limitu schopen poruchu opravit sám.

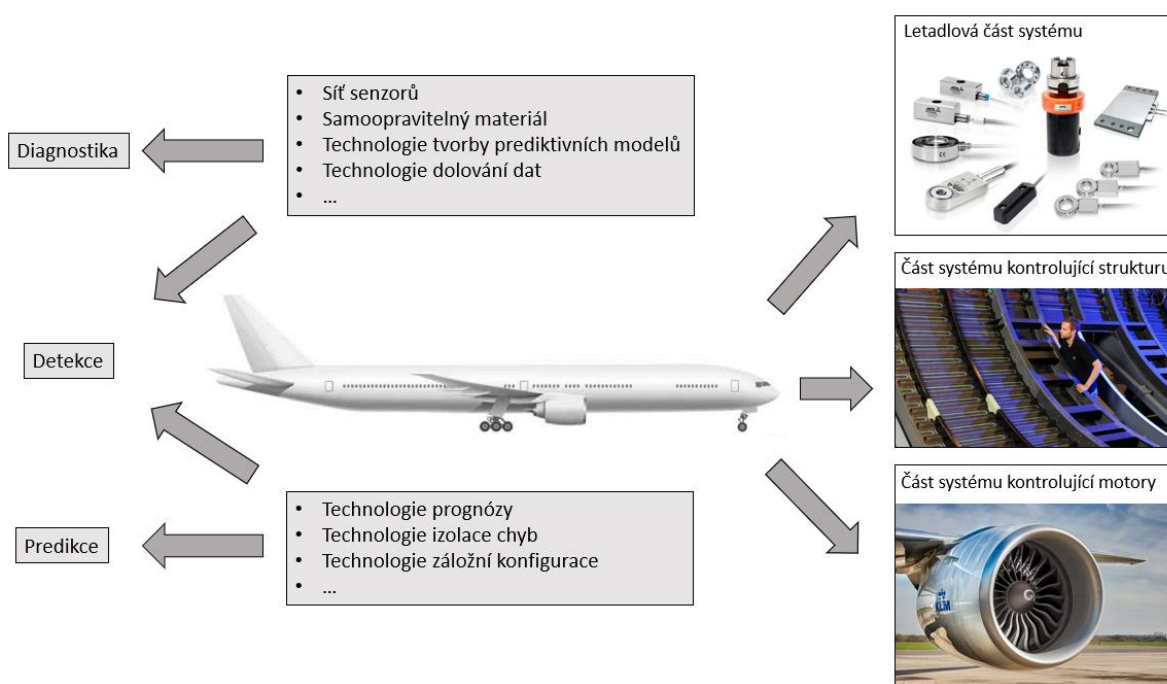
V závislosti na monitorování stavu a výsledku vzniklé poruchy poskytuje statistické rozdělení užitečného zbytkového života (RUL – Remaining Useful Life) pro strategii údržby založené na stavu.

Technologie je tvořena integrovaným systémem řízení technického stavu na palubě, propojením přenosu dat a systémem řízení technického stavu na zemi.

Jednotka řízení technického stavu na palubě sbírá a vyhodnocuje data v reálném čase a přenáší je na informační panel v kokpitu.

Jednotka kontrolního pozemního stanoviště se skládá z týmu expertů, databáze informací a terminálů pro vzdálený přístup k terminálům zákazníka umístěným v letadle. U poruchy, kterou nelze vyřešit palubním systémem pro správu technického stavu (Health Management System), mohou být data o poruchovém stavu přenesena do pozemního diagnostického centra komunikačním systémem vzduch-země. Pomocí inteligentního diagnostického systému nebo vzdáleného experta lze poruchu lokalizovat a okamžitě řešit.

Architektura IVHM (Obr. 3.11) logicky kopíruje strukturu systémů letadla. Obecně může být letadlo rozděleno na konstrukci, pohonný systém a palubní systém, obdobně je konstruován i IVHM [46].



Obr. 3.11 Základní prvky HMS [46], [47], [48], [49]

### 3.2.4 Technologie sledování stavu pro opravené trhliny v konstrukci letadla

Opravy prasklých kovových konstrukcí draku pomocí lepených kompozitních záplat je efektivní a finančně výhodné. Navzdory dlouhodobě prokázané účinnosti těchto oprav je jejich použití na primárních konstrukcích letadel omezen kvůli obtížnosti předpovídat dlouhodobou účinnost (integritu) adhezivních vazeb ke kovovým konstrukcím. Obecně neexistují žádná omezení těchto záplat při opravách prováděných na sekundárních a terciálních konstrukcích.

Naproti tomu u mechanicky připevněných kovových záplat obvykle neexistují žádné podobné problémy. Při využití přístupu lomové mechaniky lze předpokládat přítomnost malých únavových trhlin v otvorech pro upevňovací prvky a předvídat jejich rychlost růstu. Mechanická oprava však poškozují mateřskou strukturu a má špatnou vyztužující účinnost.

Vzhledem k tomu, že kompozitní záplaty na kovových konstrukcích jsou relativně nová technologie, mají předpisy přísnější požadavky pro použití na primární konstrukci, která jediná přenáší zatížení, je vyžadováno, aby byla zachována rezerva bezpečnosti 1,2 i bez započtení vlivu záplaty. V tomto případě má záplata za cíl především významná prodloužení životnosti komponentu a intervalu inspekce. K takto opravené konstrukci je pak přístupováno tak, jako kdyby žádná oprava neproběhla, faktický účinek na životnost ale má.

Stav takovéto záplaty je možné monitorovat pomocí SHM systému, který ale musí být dostatečně přesný, aby byl schopen detekovat vznikající poruchu. Ideální je, aby jeho senzory byly přímo zapuštěné v záplatě a mohly tak nejlépe sledovat její stav.

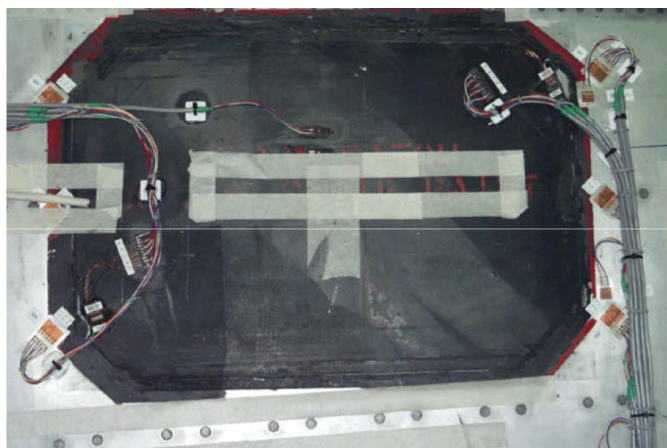
Monitorování technického stavu konstrukce nabízí alternativní přístup, ve kterém je autonomně sledován technický stav nebo integrita systému záplat. SHM je výhodná oproti většině technik NDI v tom, že po instalaci detekčního systému lze snadno monitorovat obtížně přístupnou nebo skrytou strukturu [50].

Na obrázku níže je uvedeno schéma variant monitorování stavu opravené trhliny. Teoreticky se monitorování může rozdělit na dvě větve v závislosti na tom, jestli monitorujeme samotnou záplatu, anebo trhlinu, která je touto záplatou opravena.



Obr. 3.12 Varianty monitorování stavu opravené trhliny [50]

Obrázek 3.13 níže představuje konkrétní aplikaci kompozitní záplaty s boronovými vlákny na potahu křídla letounu F-111 společně s tenzometry během únavové zkoušky (ke kontrole odlepení záplaty).



Obr. 3.13 Kompozitní záplata s tenzometry na potahu křídla [50]

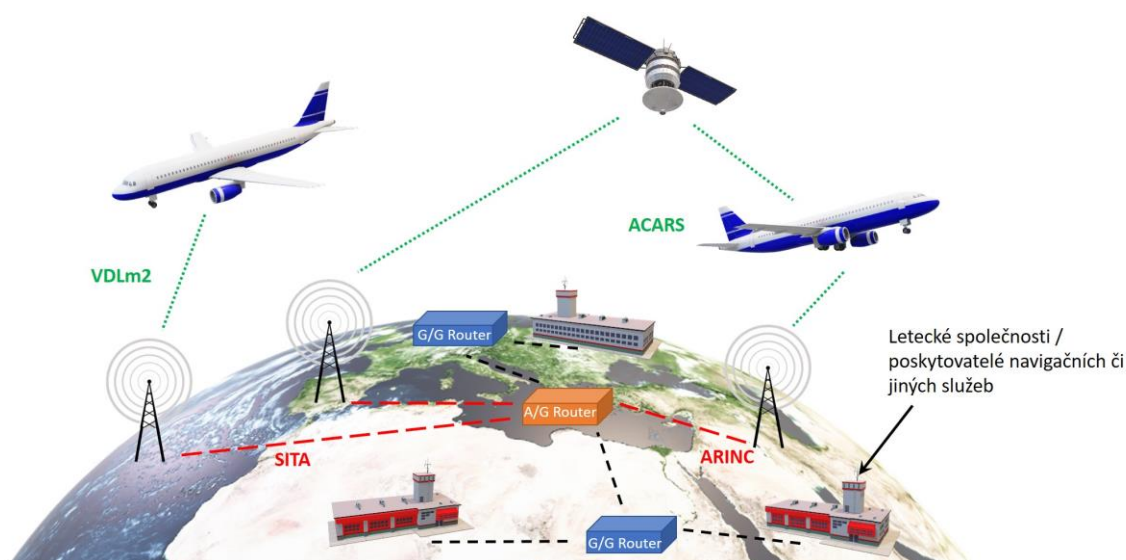
## 4 SÍTĚ PRO PŘENOS DAT

Letecký průmysl je poměrně konzervativní díky dlouhé životnosti draků letadel. U některých letadel se proto stále můžeme setkat s hlasovou komunikací na bázi AM VHF rádia, i přestože většina ostatních uživatelů mimo letectví přešla na FM nebo digitální přenos.

Společně s nárůstem letecké dopravy došlo k přetížení leteckých rádiových pásem, což vyvolalo potřebu efektivnější komunikace mezi civilními letadly a pozemními dispečery. První datové spojení bylo zavedeno v roce 1978 společností Aeronautical Radio Incorporated (ARINC) pod názvem Aeronautical Communication and Reporting System (ACARS). Datová rychlost (2,4 kilobajtu za sekundu) byla na tuto dobu dostatečná a systém mohl být snadno přidán do stávajících letadel, protože používal stejná analogová VHF rádia, která již byla použita pro hlasovou komunikaci.

Nicméně další nárůst letového provozu, zejména v USA a Evropě, znamenal, že bude zapotřebí vyšších datových rychlostí. Od devadesátých let bylo několik digitálních datových spojení testováno na vhodnost užití. Tato datová spojení jsou nazývána souhrnným názvem VHF Data Link (VDL) [51].

Jejich stručné znázornění a popis jednotlivých služeb a jejich poskytovatelů je na obr. 4.1.



Obr. 4.1 Znázornění datových toků mezi letadly a pozemními základnami [52]

### 4.1 VHF Data Link (VDL)

VHF Data Link nebo VHF Digital Link (VDL) je prostředek k odesílání informací mezi letadly a pozemními stanicemi. Letecké datové spoje VHF využívají pásmo 117,975–137 MHz přidělené Mezinárodní telekomunikační unií (ITU). Existují standardy ARINC pro ACARS na VHF a dalších datových spojích instalovaných na přibližně 14 000 letadlech a řada standardů ICAO definovaných Aeronautical Mobile Communications Panel (AMCP) v 90. letech.

Postupně vznikly celkem 4 verze VDL, kde režim 1 (VDL Mode 1) byla raná verze využívající analogová rádia. Po dokončení implementace VHF digitálních rádií již nebyl potřeba a byl odstraněn ze standardů ICAO.

Režim 2 (VDL Mode 2) byl validován ve stejný rok (1994) jako první režim, avšak na rozdíl od analogového VDL 1 kompletně převzal vedení komunikace. VDL Mode 2 je hlavní verzí VDL a byl specifikován jako primární datová síť v programu Single European Sky (SES), který vyžaduje, aby všechna letadla létající v Evropě po 1. lednu 2014 byla vybavena CPDLC. Již v roce 2009 byl VDL Mode 2 instalován ve více než 2 000 letadlech pro přenos ACARS

zpráv. Síť pozemních stanic poskytující službu VDL Mode 2 zavedly společnosti ARINC a SITA.

Přenosová rychlost systému VDL 2 je díky použití digitálního kódování 31,5 kilobajtů za sekundu, což umožňuje přenos více než třináctkrát většího množství dat a informací oproti VDL Mode 1.

Režim 3 (VDL Mode 3) byl pokusem o přidání digitalizované hlasové komunikace. Podpora digitálního hlasu činila systém daleko složitější než režim 2 a FAA se nepodařilo přesvědčit letecké společnosti o jeho instalaci do letounů.

Režim 4 (VDL Mode 4) byl původně zamýšlen jako fyzická vrstva pro automatické závislé sledování – vysílání (ADS-B), ale byl předstihnut datovým spojením módu S v roce 2003. Kromě tohoto záměru umožňoval režim 4 přímou komunikaci mezi jednotlivými letouny bez potřeby nadřazené pozemní stanice. Toto je výhodné z hlediska nutné infrastruktury, která by mohla být jednodušší. Vzhledem k tomu, že původní hlavní zamýšlené využití převzal mód S, nebyl režim 4 nikdy ve větší míře nasazen.

Režim VDL 2 je tedy jediný režim VDL, který je provozně implementován na podporu komunikace CPDLC, ostatní se již nepoužívají, přestože jsou stále ve standardních dokumentech. Mezi poskytovatele VDL patří společnosti ARINC a SITA [51], [53].

#### **4.1.1 ARINC**

ARINC (Aeronautical Radio, Incorporated) je americká společnost založena roku 1929 za účelem poskytování telekomunikačních služeb především pro letectví, dále pak pro zdravotnictví, vládní složky a tak dále. V dnešní době je společnost zaměřena zejména na poskytování služeb v oblasti letecké komunikace a přenosu dat.

Nejznámější a nejvíce využívanou službou poskytovanou touto společností je již zmiňovaný systém ACARS. Mimo něj společnost nabízí řešení pro rezervace míst v daném letu (On-Voy), informační systém pro cestující (AviSec) apod. [54].

Jméno této společnosti nesou taktéž letecké standardy připravované společností AEEC (Airlines Electronic Engineering Committee). Tyto standardy popisují návody pro instalaci vodičů a sběrnic (ARINC série 400), starší avionické systémy (ARINC série 500), avionické vybavení (ARINC série 600), funkčnost avioniky v transportních letadlech (ARINC série 700) až po funkčnost systémů s optickými vlákny (ARINC série 800) [55].

#### **4.1.2 SITA**

Další společnost poskytující datové připojení pro letectví je SITA (Société Internationale de Télécommunications Aéronautiques) založena roku 1949 seskupením několika aerolinií. Společnost postupně rostla a zahrnovala více a více služeb, které využívala pro poskytování služeb v letecké dopravě. Jedná se například o poskytování přenosu v rámci letadla, kdy umožňuje připojení cestujících k jednotné síti a internetu a zároveň zahrnuje palubní síť využívanou pro tok diagnostických dat a dat potřebných pro let. Dále jde o služby pro státní organizace zajišťující bezpečnost státních hranic či obdobných území. A v neposlední řadě taktéž řešení pro letiště, kde nabízí efektivní systémy pro odbavení cestujících i jejich zavazadel či plánování pohybu letadel v areálu [12].

Z dříve uvedených komunikačních způsobů SITA zaštiťuje například ADS-B.

### **4.2 SATCOM**

Kromě přímé komunikace rádiovými vlnami popsané v předchozích kapitolách existuje ještě možnost komunikace nepřímé, a to přes satelity na oběžné dráze Země. Tento způsob kombinuje výhody klasické analogové komunikace na dlouhých vlnách a digitální komunikace na vysokých frekvencích. Vysoké frekvence jsou nutné pro přenos většího objemu dat, avšak kvůli fyzikálním principům nemohou mít tak velký dosah jak dlouhovlnné přenosy, které se mohou



přenášet i odrazem od ionosféry. VHF komunikace vyžaduje prakticky přímou viditelnost a zakřivení Země tak způsobuje problémy s přenosem na větší vzdálenosti. Satelitní komunikace na bázi VHF tento problém řeší, neboť síť satelitů se pohybuje na oběžné dráze a každé letadlo má tak přímý výhled minimálně na některý z nich. Satelity pak mají přímou viditelnost jeden s druhým, takže po této síti je možná rychlá komunikace i na druhou stranu zeměkoule při zachování relativně velké přenosové rychlosti [56], [57].

## 5 DATA Z FDR

### 5.1 Prvotní vyhodnocení reálných dat

Pro potřeby analýzy a srovnání předpisových požadavků pro FDR s daty reálně zaznamenanými provozovanými letouny jsou použity volně dostupné záznamy NASA (<https://c3.nasa.gov/dashlink/projects/85/>). Jak je uvedeno ve zdroji, jedná se o data získaná měřeními v provozu jednoho typu komerčního proudového letounu. Jsou však anonymizovaná, aby nebylo možné dohledat ani provozovatele ani výrobce letounu. Vzhledem k tomu, že v datech FDR jsou zaznamenány například údaje o otáčkách či výkonu motoru jedna až čtyři, můžeme s velkou jistotou předpokládat, že se jedná o čtyřmotorový letoun. Ten spadá do kategorie CS-25 a ze záznamů letů můžeme usoudit, že je určen pro krátké regionální tratě, jak bude znázorněno v kapitole 5.3.

Ze zaznamenaných dat lze vyčíst, že jeden let například proběhl dne 11. července 2001 z Memphisu do Oklahomy. Bohužel z této doby není možné dohledat záznamy jednotlivých letů, ze kterých by bylo možné určit konkrétní model letounu. To by nám umožnilo získat lepší představu o tom, dle jakého předpisu mohl být certifikován a jaké požadavky tedy byly kladeny v době jeho vzniku na parametry zaznamenané do FDR. V tabulce v příloze C jsou sepsány zaznamenané parametry a k nim přiřazeny jednotlivé požadavky z kapitoly 2.3.1 pod danými pořadovými čísly.

Pro získání dat ze záznamu byl použit software Matlab a vytvořen univerzální skript pro vizualizaci jednotlivých parametrů ve formě grafů, který je uveden v příloze CH.

#### 5.1.1 Porovnání s požadavky předpisu

Jak můžeme vidět, většina požadovaných parametrů je uvedena. U těch, které nejsou zaznamenávány, můžeme předpokládat, že byl aplikován dodatek pod tabulkou 2.3.1, který umožňuje nezaznamenávat je v případě, že by to vyžadovalo výrazné a náročné změny. Z tohoto hlediska je tedy velmi problematické určit bližší informace o letounu a předpisu, dle kterého byl certifikován. Můžeme však konstatovat, že požadavky předpisu pravděpodobně splňuje a zaznamenává ještě další parametry navíc, jak je znázorněno v tabulce v příloze D. Jako příklad parametrů navíc můžeme uvést například polohu křídílek, směr větru, varování před kouřem apod.

Porovnáním tabulky dle předpisu (kap. 2.3.1) a soupisu zaznamenaných údajů vidíme, že mnoho údajů není zaznačeno zcela přesně. V tabulce 5.1 na další straně jsou uvedeny body předpisu, kterým neodpovídají žádné parametry reálného záznamu. Čísla jednotlivých pozic odpovídají číslování parametrů v tabulce 2.3 v kapitole 2.3.1. Většina těchto chybějících parametrů je označena jako nepovinná (viz dodatek pod tabulkou). Výjimkou je pouze pozice č. 9 (Výkon každého motoru). Výkon každého motoru by mohl být odvozen například ze zaznamenané polohy plynové páky pro každý jednotlivý motor, či jeho otáček, které jsou také zaznamenané. Je však otázkou, zda by takováto indikace byla prokazatelná pro požadavky předpisu, či je to na konkrétním letounu řešeno jinak. Vzhledem k tomu, že tento letoun byl komerčně provozován, můžeme usuzovat, že to bylo uznáno za vhodné prokázání splnění požadavků. Závěrem tedy můžeme říct, že daný letoun uvedené předpisy splňuje a tato data můžeme použít pro další vyhodnocení pro účely této práce.

Tab. 5.1 Vyžadované parametry chybějící v záznamu

Pořadové číslo	Parametr
9	Výkon každého motoru
11*	Poloha klapky na náběžné hraně a poloha voliče v kabině
12*	Poloha voliče reverze tahu
44*	Zvolená dráha letu (Volitelné režimy provozu piloty) (kurz/DSTRK, úhel trasy, konečná přibližovací trasa (IRNAV/IAN))
45*	Zvolená výška rozhodnutí
46*	Formát zobrazení EFIS (pilot, druhý pilot)
47*	Formát multifunkčního displeje (motor, výstrahy)
48*	Stav elektrické sběrnice střídavého proudu
49*	Stav elektrické sběrnice stejnosměrného proudu
52*	Selhání centrálního počítače
53*	Změna hodnoty tahu motoru
54*	Nastavená cílová hodnota tahu motoru
55*	Vypočítané těžiště
56*	Množství paliva ve vyvažovací nádrži
57*	Použití Head up displeje
58*	Para-vizuální zobrazení zapnuto/vypnuto
60*	Reference primárního navigačního systému (GNSS, INS, VOR/DME, MLS, Loran C, senzor polohy přiblížení na přistání)
64*	Varování motoru – nízký tlak motorového oleje každého motoru
66*	Poloha vyvažovací plošky vybočení
67*	Poloha vyvažovací plošky klonění
68*	Vybočení nebo úhel bočního skluzu
70*	Hydraulický tlak (všechny systémy)
73*	Poloha voliče vyvážení v kokpitu pro klonění
74*	Poloha voliče vyvážení v kokpitu pro bočení
75*	Všechny vstupní síly do řízení (ovládací kolečko, sloupek řízení, pedály směrového kormidla)
78*	ANP (Actual Navigation Performance) nebo EPE (Estimate of Position Error) nebo EPU (Estimate of Position Uncertainty)

## 5.2 Vybrané parametry a jejich rozdělení do soustav

V této kapitole jsou z reálných záznamů vybrány relevantní parametry a rozděleny do jednotlivých soustav – palivové, motorové a hydraulické. Další zpracování těchto parametrů a jejich závislosti budou vyznačeny a případně dále analyzovány v podkapitole 5.3. Tam budou řešeny a vykresleny pouze vybrané parametry, jejichž struktura či datový obsah má přínos pro téma této práce. Tyto využití parametry budou v tabulkách vyznačeny tučně. Takto nevyznačené parametry nebudou dále analyzovány.

### 5.2.1 Parametry palivové soustavy

V tabulce 5.2 níže jsou zapsány jednotlivé parametry, které lze ze souboru dat přiřadit k palivové soustavě. V tomto případě se jedná pouze o dva typy parametrů – průtok paliva a množství paliva v jednotlivých nádržích, respektive pro jednotlivé motory. Informace o množství paliva

není pro účely tohoto vyhodnocení příliš zajímavá, proto byla pro účely dalšího zpracování vybrána pouze informace o průtoku paliva k jednotlivým motorům, což může například indikovat míru efektivitu jednotlivých motorů. Vzhledem k tomu, že byl takto vybrán pouze jeden parametr, bude dále znázorněn společně s motorovými parametry a palivové soustavě nebude věnována samostatná podkapitola.

*Tab. 5.2 Zaznamenávané parametry palivové soustavy*

Zkratka	Popis	Jednotka
<b>FF_1</b>	<b>průtok paliva 1</b>	<b>lbs/hr</b>
<b>FF_2</b>	<b>průtok paliva 2</b>	<b>lbs/hr</b>
<b>FF_3</b>	<b>průtok paliva 3</b>	<b>lbs/hr</b>
<b>FF_4</b>	<b>průtok paliva 4</b>	<b>lbs/hr</b>
FQTY_1	množství paliva v nádrži 1	lbs
FQTY_2	množství paliva v nádrži 2	lbs
FQTY_3	množství paliva v nádrži 3	lbs
FQTY_4	množství paliva v nádrži 4	lbs

### 5.2.2 Parametry motorové soustavy

Pro motorovou soustavu bylo v souboru dat nejvíce zaznamenávaných parametrů. V tabulce 5.3 jsou uvedeny všechny relevantní, přičemž jsou zde vypsány i takové, které fakticky mohou patřit do některé z jiných soustav, ale s motory souvisí (např. odmrazování motorů, varování požáru motoru apod.).

Některé z parametrů jsou pro vyhodnocení informací o údržbě ne příliš podstatné – například sériové číslo motoru (které stačí mít zaznamenané jednou), nebo varování požáru APU či poloha ventilů vzduchu od kompresoru. Další, jako otáčky turbíny nebo kompresoru a jejich vibrace, jsou naopak pro údržbu velmi zajímavé a bylo by vhodné je sledovat a monitorovat průběžně. Jejich vzájemné porovnání a průběhy jsou opět vyznačeny dále.

*Tab. 5.3 Zaznamenávané parametry motorové soustavy*

Zkratka	Popis	Jednotka
A_T	Automatický tah zapnut	
APUF	varování požáru v APU	
ATEN	Status zapnutí automatického tahu	
BLV	Ventily tlakového vzduchu od kompresoru	
EAI	Odmrazování všech motorů	
ECYC_1	cyklus motoru 1	hours
ECYC_2	cyklus motoru 2	hours
ECYC_3	cyklus motoru 3	hours
ECYC_4	cyklus motoru 4	hours
<b>EGT_1</b>	<b>teplota výfukových plynů 1</b>	<b>deg</b>
<b>EGT_2</b>	<b>teplota výfukových plynů 2</b>	<b>deg</b>
<b>EGT_3</b>	<b>teplota výfukových plynů 3</b>	<b>deg</b>
<b>EGT_4</b>	<b>teplota výfukových plynů 4</b>	<b>deg</b>
EHRS_1	motorové hodiny 1	hours
EHRS_2	motorové hodiny 2	hours
EHRS_3	motorové hodiny 3	hours
EHRS_4	motorové hodiny 4	hours

ESN_1	sériové číslo motoru 1	units
ESN_2	sériové číslo motoru 2	units
ESN_3	sériové číslo motoru 3	units
ESN_4	sériové číslo motoru 4	units
FADF	FADEC selhání všech motorů	
FADS	FADEC status všech motorů	
FIRE_1	požár motoru 1	
FIRE_2	požár motoru 2	
FIRE_3	požár motoru 3	
FIRE_4	požár motoru 4	
<b>N1_1</b>	<b>rychlost kompresoru 1</b>	<b>%RPM</b>
<b>N1_2</b>	<b>rychlost kompresoru 2</b>	<b>%RPM</b>
<b>N1_3</b>	<b>rychlost kompresoru 3</b>	<b>%RPM</b>
<b>N1_4</b>	<b>rychlost kompresoru 4</b>	<b>%RPM</b>
N1C	Volba N1	%RPM
N1CO	Kompenzace N1	%RPM
<b>N1T</b>	<b>Cílová hodnota N1</b>	<b>%RPM</b>
<b>N2_1</b>	<b>Rychlost turbíny 1</b>	<b>%RPM</b>
<b>N2_2</b>	<b>Rychlost turbíny 2</b>	<b>%RPM</b>
<b>N2_3</b>	<b>Rychlost turbíny 3</b>	<b>%RPM</b>
<b>N2_4</b>	<b>Rychlost turbíny 4</b>	<b>%RPM</b>
<b>PLA_1</b>	<b>Poloha páky plynu 1</b>	<b>deg</b>
<b>PLA_2</b>	<b>Poloha páky plynu 2</b>	<b>deg</b>
<b>PLA_3</b>	<b>Poloha páky plynu 3</b>	<b>deg</b>
<b>PLA_4</b>	<b>Poloha páky plynu 4</b>	<b>deg</b>
POVT	Přehřátí pylonu všech motorů	
TMODE	mód tahu	
<b>VIB_1</b>	<b>vibrace motoru 1</b>	<b>in/sec</b>
<b>VIB_2</b>	<b>vibrace motoru 2</b>	<b>in/sec</b>
<b>VIB_3</b>	<b>vibrace motoru 3</b>	<b>in/sec</b>
<b>VIB_4</b>	<b>vibrace motoru 4</b>	<b>in/sec</b>

### 5.2.3 Parametry hydraulické soustavy

U hydraulické soustavy je situace podobná jako u motorové, její parametry jsou uvedeny v tabulce 5.4. Zde za zmínku stojí především tlaky a teploty oleje, neboť ostatní parametry nejsou z hlediska údržby příliš podstatné a jedná se především o varování před nebezpečnými hodnotami či stavy jednotlivých aktuátorů (např. podvozku).

*Tab. 5.4 Zaznamenávané parametry hydraulické soustavy*

Zkratka	Popis	Jednotka
BPGR_1	Tlak v levé brzdové soustavě v pořádku	psi
BPGR_2	Tlak v pravé brzdové soustavě v pořádku	psi
BPYR_1	Tlak v levé brzdové soustavě varování	psi
BPYR_2	Tlak v pravé brzdové soustavě varování	psi
HYDG	nízký hydraulický tlak – zelená	
HYDY	nízký hydraulický tlak – žlutá	
LGDN	Oba podvozky vysunuty	
LGUP	Oba podvozky zasunuty	

MSQT_1	Bezpečnostní vypínač levého podvozku	
MSQT_2	Bezpečnostní vypínač pravého podvozku	
NSQT	Bezpečnostní vypínač příďového podvozku	
OIP_1	tlak oleje 1	psi
OIP_2	tlak oleje 2	psi
OIP_3	tlak oleje 3	psi
OIP_4	tlak oleje 4	psi
OIPL	nízký tlak oleje všechny motory	
OIT_1	teplota oleje 1	deg
OIT_2	teplota oleje 2	deg
OIT_3	teplota oleje 3	deg
OIT_4	teplota oleje 4	deg

### 5.2.4 Další vybrané parametry

V tabulce 5.5 jsou zapsány další vybrané parametry, které mohou popisovat jednak průběh letu (výšky), tak namáhání, kterému mohou být vystaveny jednotlivé strukturní i systémové součásti (zrychlení). Průběhy všech těchto parametrů jsou vykresleny v podkapitole 5.3.4 a v přílohách E až H.

*Tab. 5.5 Další vybrané parametry*

Zkratka	Popis	Jednotka
<b>RALT</b>	<b>rádiová výška</b>	<b>feet</b>
<b>ALT</b>	<b>tlaková výška</b>	<b>feet</b>
<b>ALTS</b>	<b>zvolená hladina LSP</b>	<b>feet</b>
<b>APFD</b>	<b>Status směru letu autopilota</b>	
<b>TAS</b>	<b>Skutečná vzdušná rychlost</b>	<b>knots</b>
<b>CAS</b>	<b>vypočtená vzdušná rychlost</b>	<b>knots</b>
<b>CASS</b>	<b>zvolená vzdušná rychlost</b>	<b>knots</b>
<b>GS</b>	<b>rychlost vzhledem k zemi</b>	<b>knots</b>
<b>LATG</b>	<b>bočné zrychlení</b>	<b>g</b>
<b>LONG</b>	<b>podélné zrychlení</b>	<b>g</b>
<b>VRTG</b>	<b>vertikální zrychlení</b>	<b>g</b>

## 5.3 Znáznornění vybraných parametrů a jejich průběhů

Pro znázornění jednotlivých vybraných parametrů byly náhodně zvoleny čtyři lety z poskytnutého vzorku dat. Pro tyto lety byly vykresleny zvolené parametry a dále vyhodnoceny pro co nejlepší porozumění této problematice a vhodný návrh trend monitoring systému.

### 5.3.1 Referenční lety a obecné informace o nich

Všechny vybrané lety z poskytnutého vzorku dat proběhly na území USA a budou dále pro názornost označovány jako LET 1 až LET 4.

### LET 1

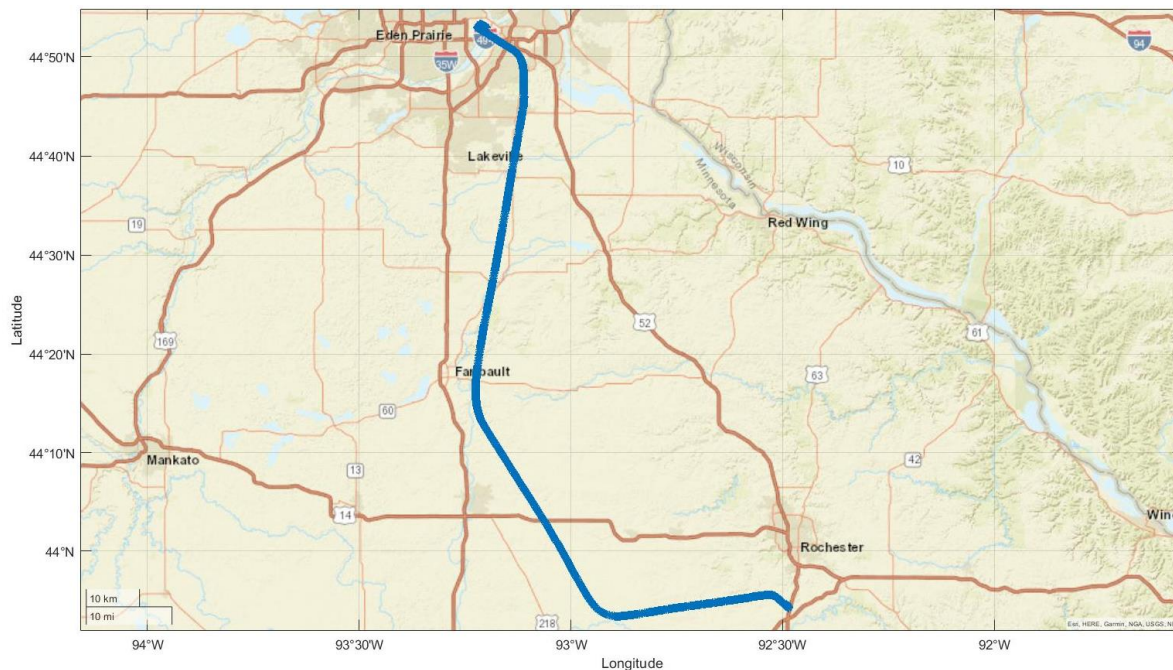
Datum: 13. 4. 2001

Čas vzletu: 15:15

Čas přistání 15:50

Místo vzletu: Rochester International Airport

Místo přistání: Minneapolis St. Paul International Airport



Obr. 5.1 Mapa Letu 1

### LET 2

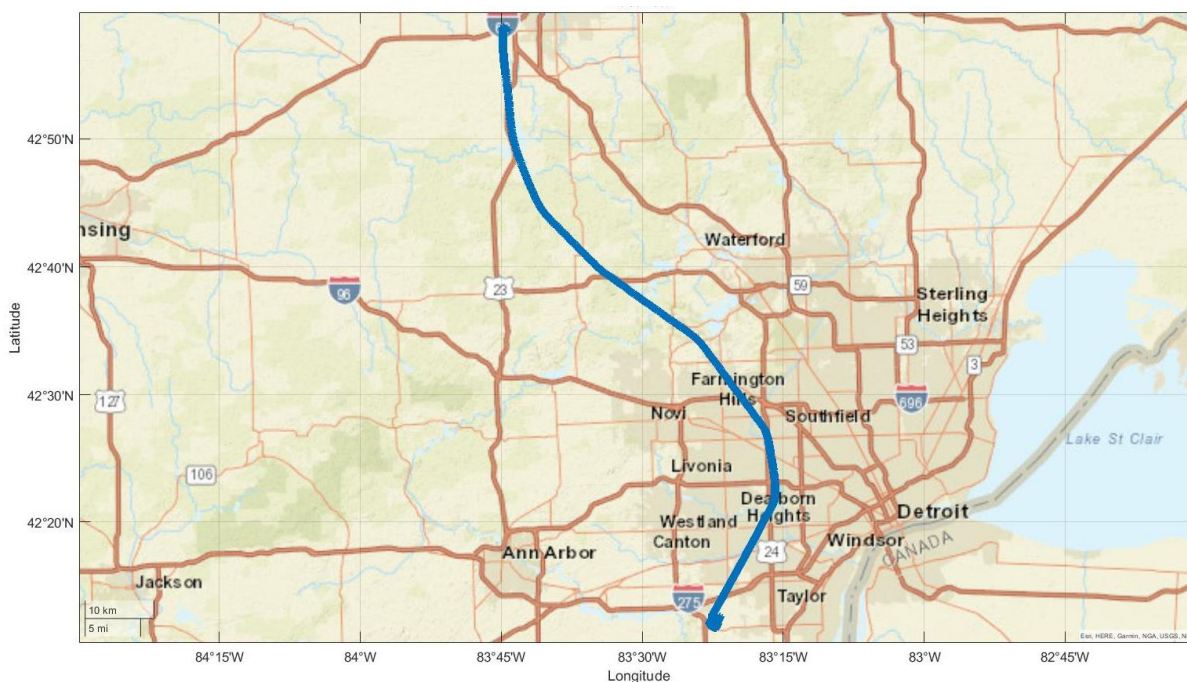
Datum: 14. 4. 2001

Čas vzletu: 6:05

Čas přistání 6:45

Místo vzletu: Bishop International Airport

Místo přistání: Detroit Metropolitan Airport



Obr. 5.2 Mapa Letu 2

### LET 3

Datum: 14. 4. 2001

Čas vzletu: 7:47

Čas přistání 8:38

Místo vzletu: Detroit Metropolitan Airport

Místo přistání: Pittsburgh International Airport



Obr. 5.3 Mapa Letu 3

### LET 4

Datum: 11. 4. 2001

Čas vzletu: 11:49

Čas přistání 14:34

Místo vzletu: Minneapolis St. Paul International Airport

Místo přistání: Norfolk International Airport

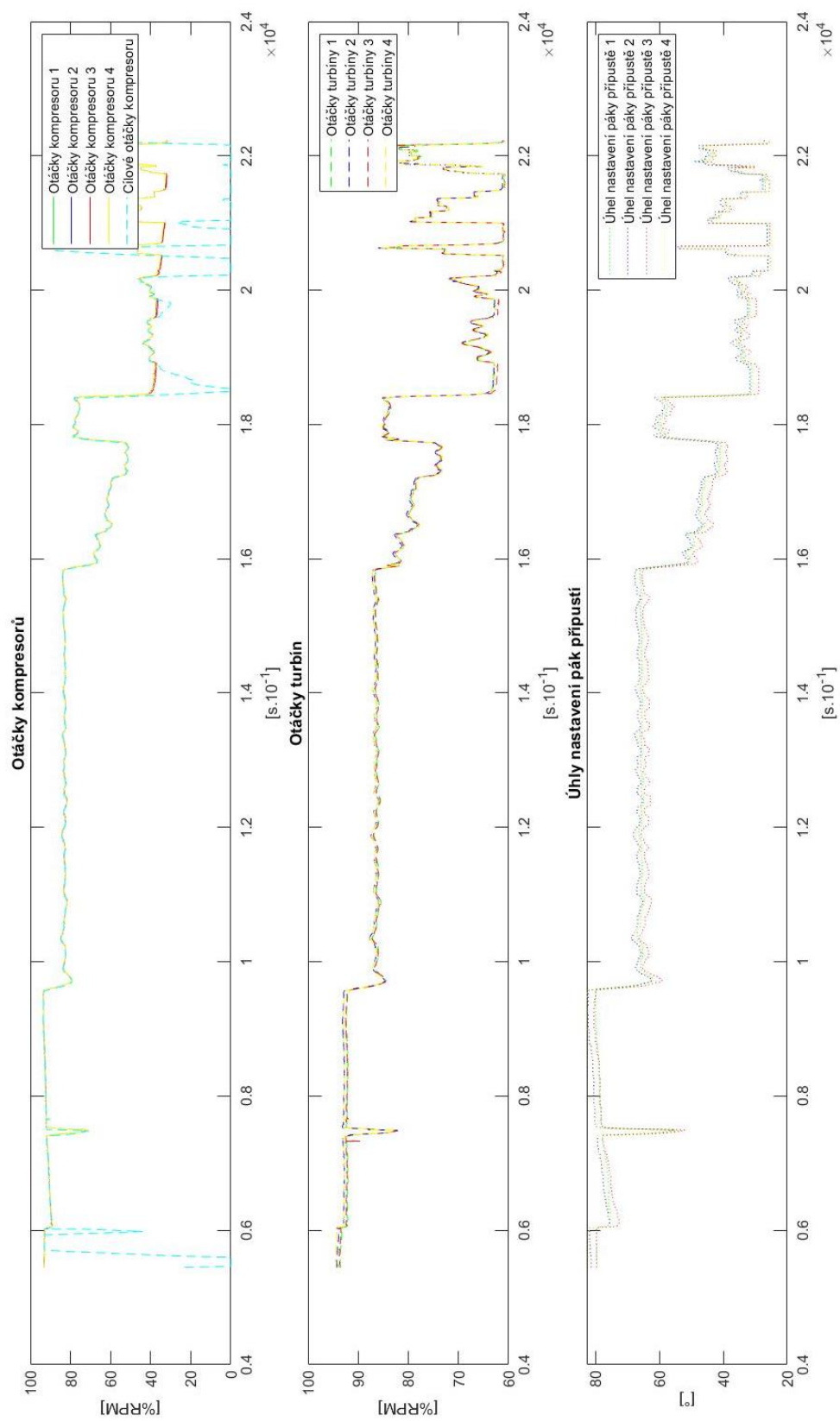


Obr. 5.4 Mapa Letu 4

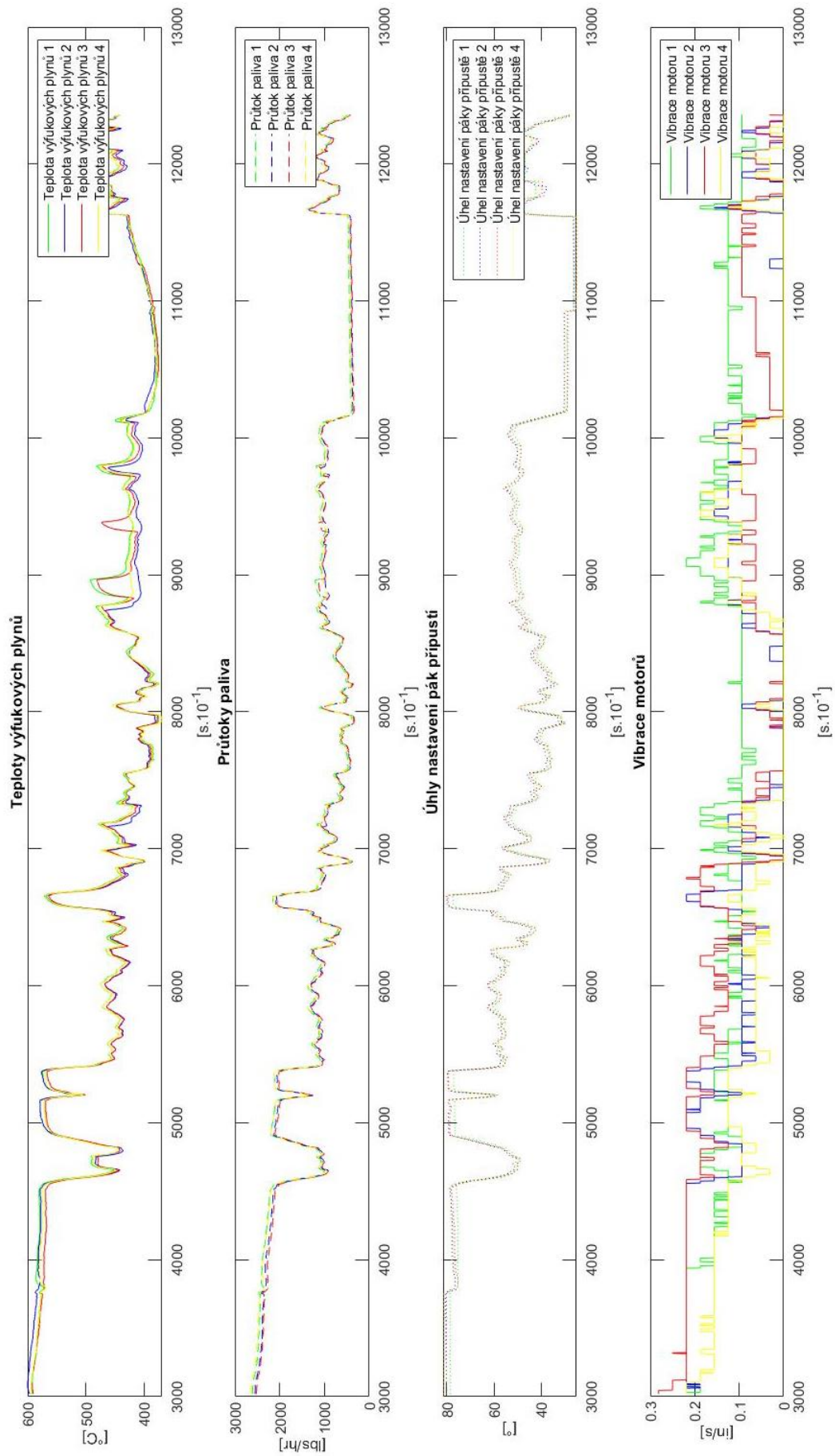


### 5.3.2 Parametry motorové a palivové soustavy

Zde je pro každou skupinu parametrů vybrán jeden reprezentativní let, veškeré záznamy jsou dále uvedeny v přílohách E-H.

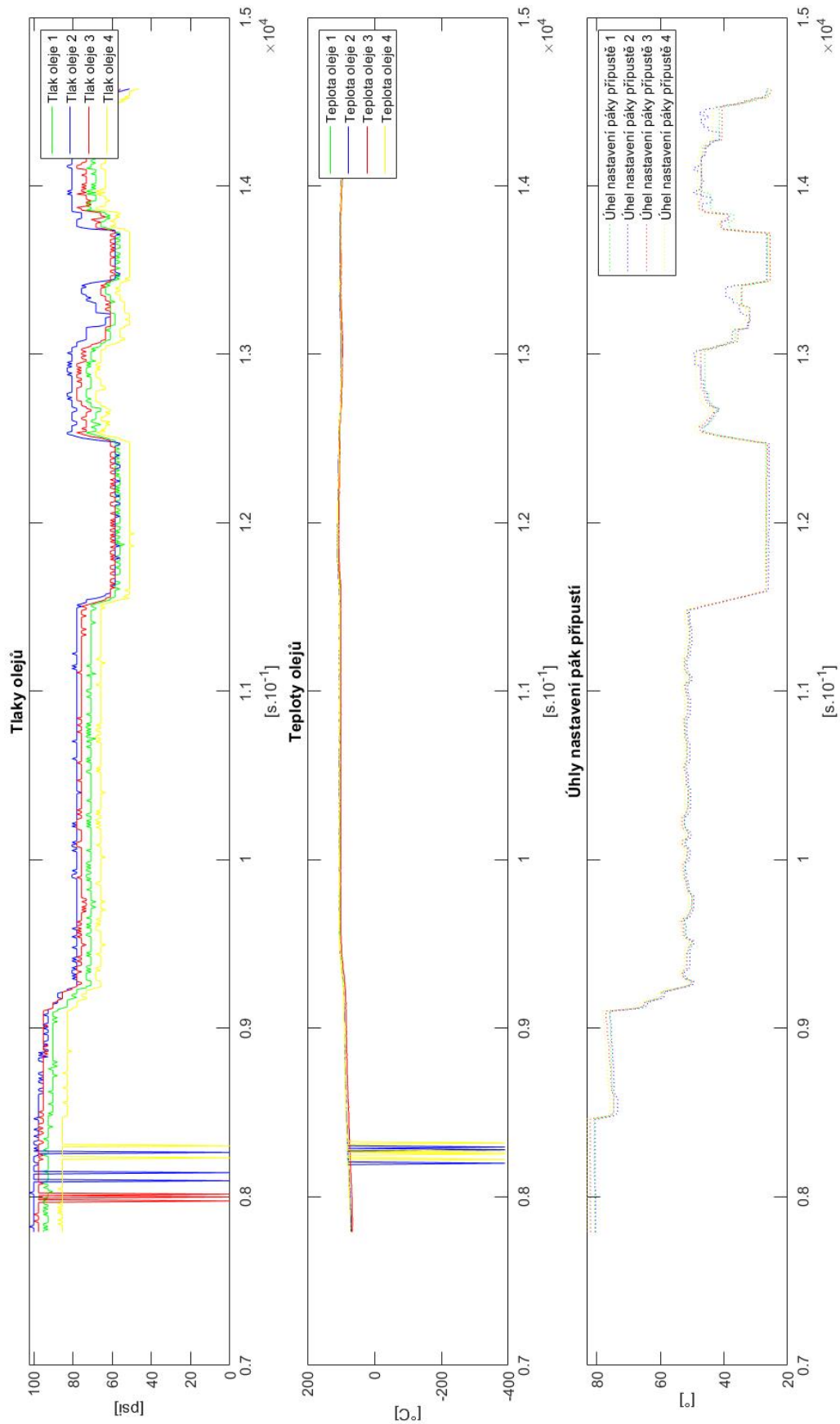


Obr. 5.5 Parametry kompresoru a turbíny letu 3



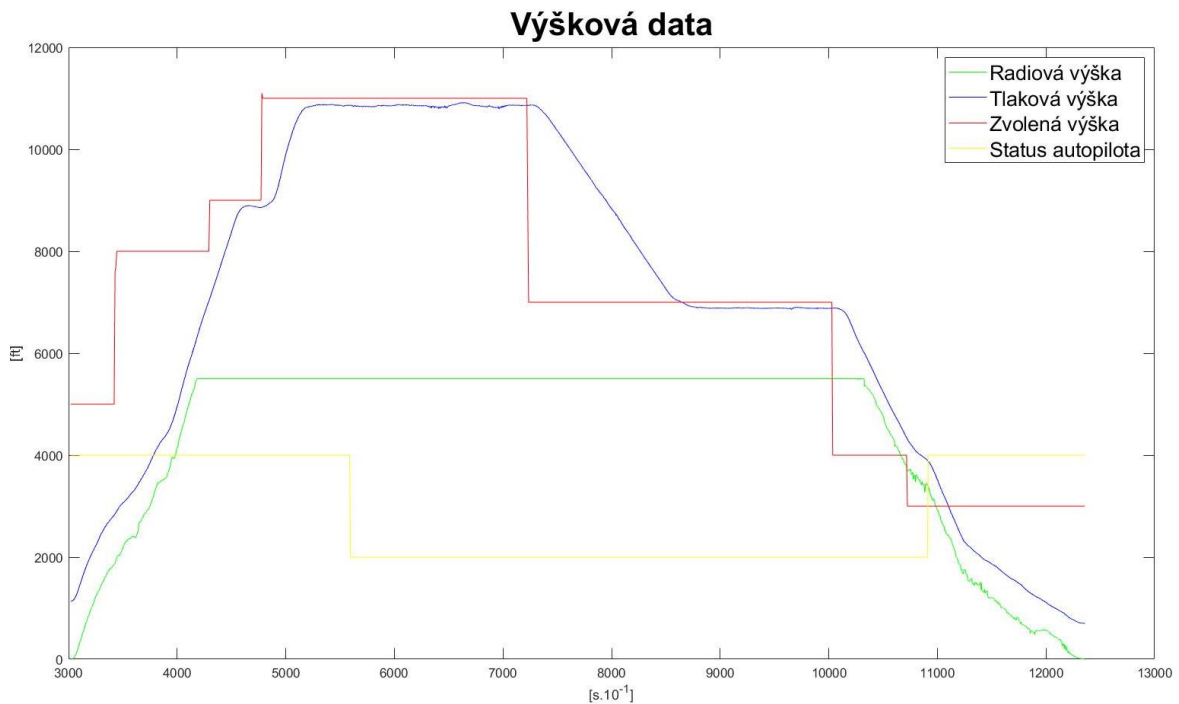
Obr. 5.6 Parametry motorů a palivové soustavy Letu 1

### 5.3.3 Parametry hydraulické soustavy



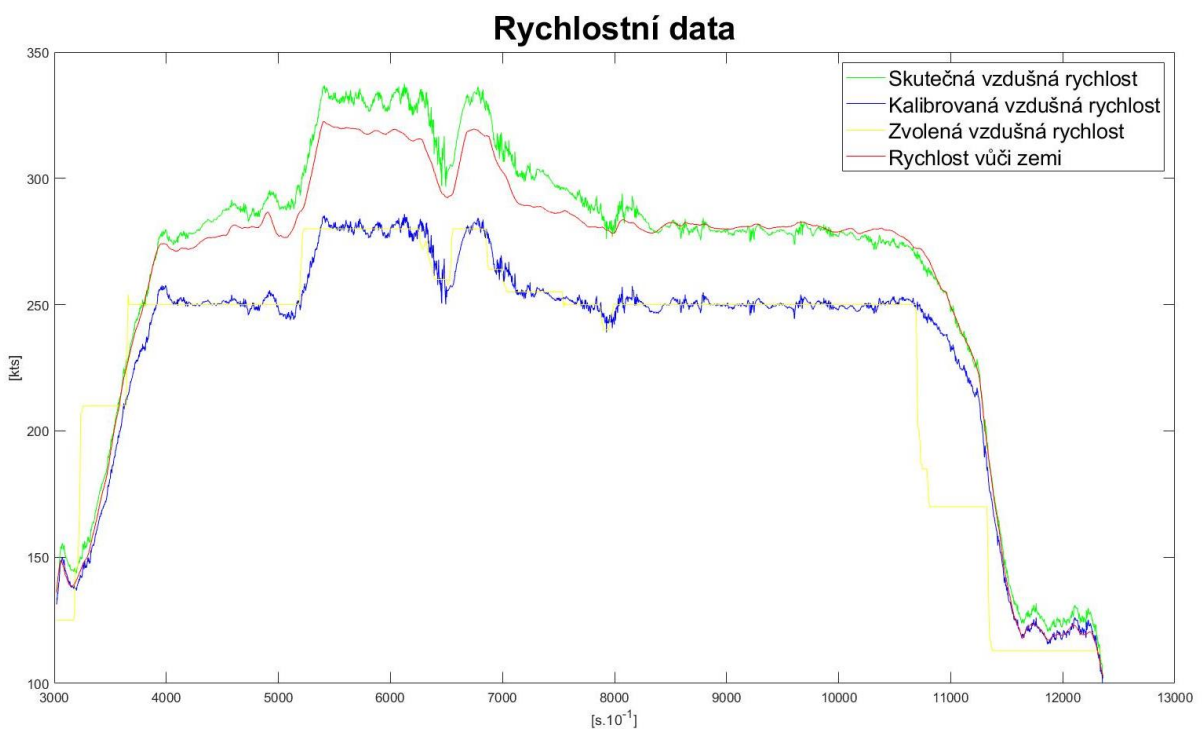
Obr. 5.7 Parametry hydraulické soustavy Letu 2

### 5.3.4 Další parametry

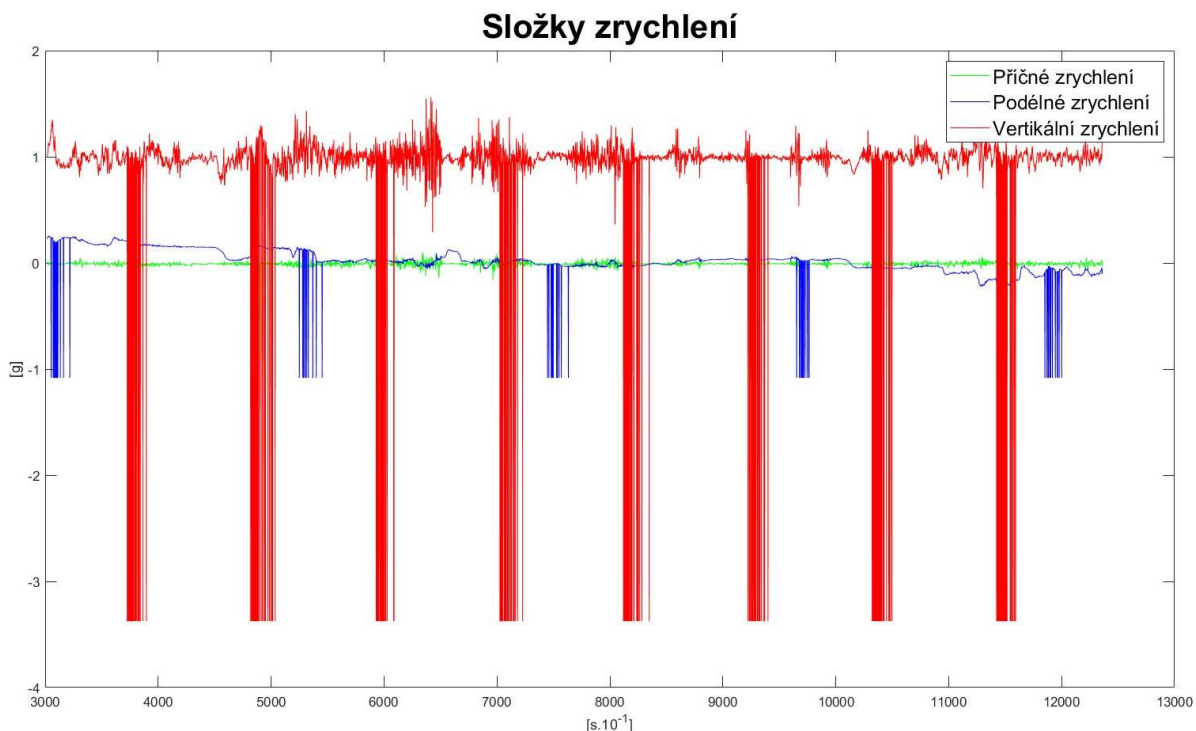


Obr. 5.8 Výšková data Letu 1

Pozn.: V grafu na obr. 5.8 je statusem autopilota míněno jeho zapnutí či vypnutí. Zapnutí je zde zaznačeno hodnotou odpovídající 2000 jednotek, zatímco vypnutí odpovídá hodnotě 4000 jednotek.



Obr. 5.9 Rychlostní data Letu 1



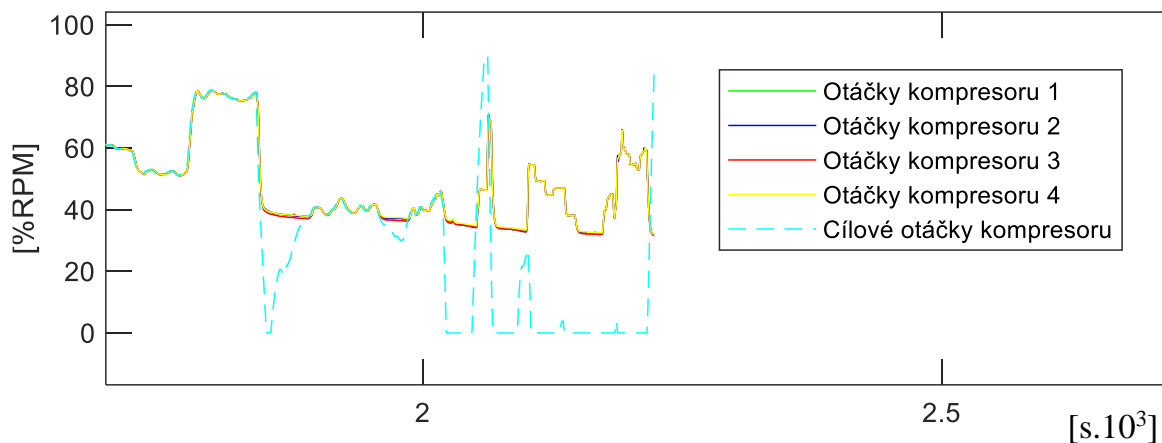
Obr. 5.10 Složky zrychlení Letu 1

Průběhy jednotlivých zrychlení ve třech osách na obr. 5.10 vykazují dva typy úseků – relativně stabilní průběh v delším časovém intervalu (zejména podélné a příčné zrychlení), a pak značné skokové změny v relativně krátkém intervalu. Toto pravděpodobně nebude skutečný průběh zrychlení, ale bude se jednat o možnou chybu snímače či vzorkovacího zařízení. Toto by bylo vhodné ověřit přímo na letounu a jednotlivých dotčených zařízeních, abychom mohli detekovat důvod těchto výkmitů. Pro další analýzu by tyto extrémy měly být odfiltrovány, abychom měli k dispozici reálná a relevantní data.

#### 5.4 Popis význačných úseků zaznamenaných průběhů

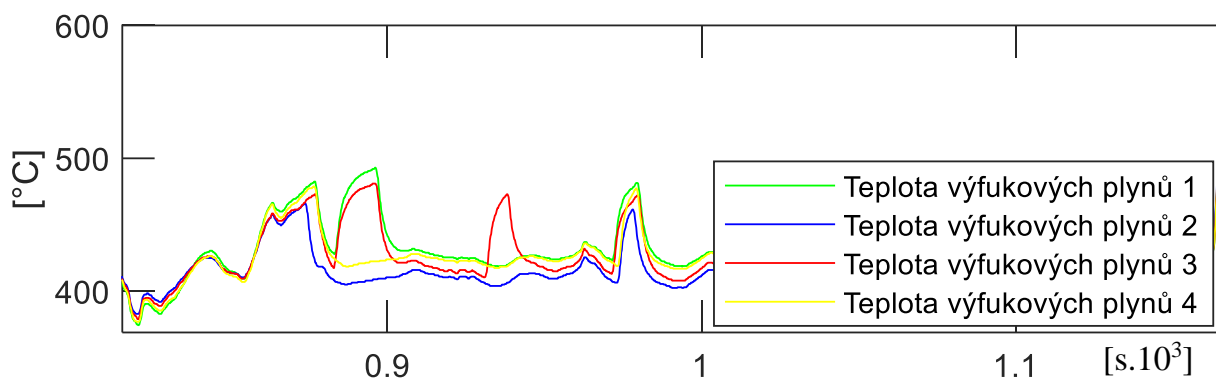
V této podkapitole budou znázorněny zajímavé úseky průběhů měřených dat a doplněny o komentář, co mohlo vést k těmto výsledkům v měření.

Na následujícím obrázku je zaznamenána část záznamu dat otáček kompresoru Letu 3. Tento úsek odpovídá datům kolem času 2000 s z obrázku 5.5. Můžeme zde vidět světle modrou čarou vyznačeny cílové otáčky kompresoru, které nastavil pilot či autopilot. Jak můžeme vidět, tak všechny kompresory si drží určité minimální otáčky (kolem 40 %RPM), přestože jsou nastaveny cílové otáčky nižší. Zároveň však při zvýšení požadovaných otáček dochází k okamžité reakci všech kompresorů. Toto může být pravděpodobně způsobeno jednak doběhem setrvačnosti kompresorů a jednak určitými minimálními otáčkami kompresoru (40 %RPM odpovídá volnoběžnému stavu – IDLE režim), aby byly schopny zásobovat turbíny dostatečným množstvím vzduchu potřebným pro opětovné navýšení výkonu a otáček.



Obr. 5.11 Úsek záznamu parametrů kompresoru Letu 3

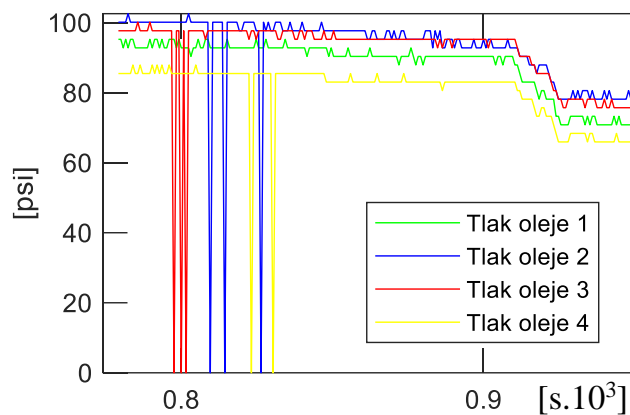
Na obrázku 5.12 je možné vidět výřez ze záznamu dat teploty výfukových plynů (EGT) pro všechny motory. Tento výřez odpovídá datům na obr. 5.6. Kolem času 9000 s je vidět, že se teploty výfukových plynů motorů 1 a 3 zvyšují oproti zbývajícím. To může být způsobeno mnoha různými důvody, přičemž v úvahu připadá i varianta, že se jedná o poruchu. Toto by bylo vhodné korelovat s dalšími informacemi (např. vibrace motoru, průtok paliva, ...), abychom tuto hypotézu mohli vyloučit.



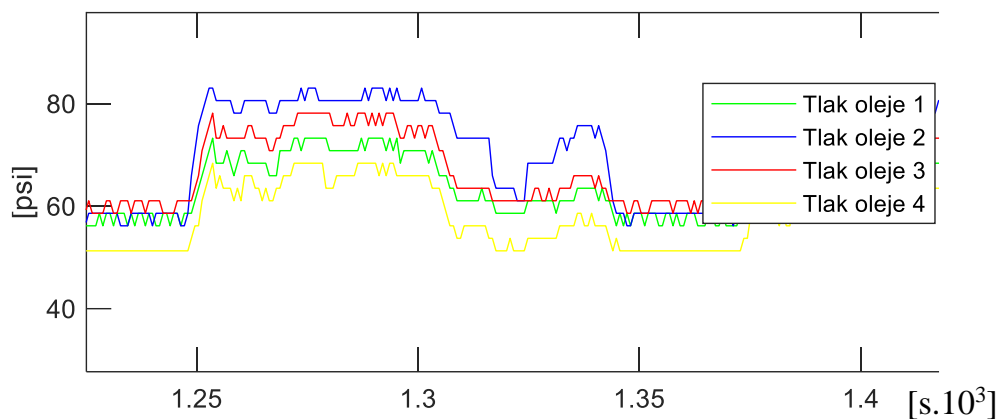
Obr. 5.12 Úsek záznamu parametrů motoru Letu 1

Následující obrázky znázorňují počáteční a koncový úsek záznamu dat o tlaku oleje v jednotlivých hydraulických větvích. Na začátku (kolem 800 s) dochází opět ke skokovým změnám, což může být způsobeno chybou v záznamu nebo vzorkování dat, jak již bylo popsáno výše u zrychlení.

V koncovém úseku je zajímavé, že tlak oleje 2 (modrá datová linie) je vyšší než všechny ostatní. Pokud by toto byl setrvalý stav v průběhu většího množství letů, bylo by vhodné prověřit stav jednotlivých prvků tohoto olejového okruhu, zda nedošlo například k zanesení filtru či podobné události, která by v případě zanedbání do budoucna mohla znamenat výrazné komplikace pro fungování letounu.



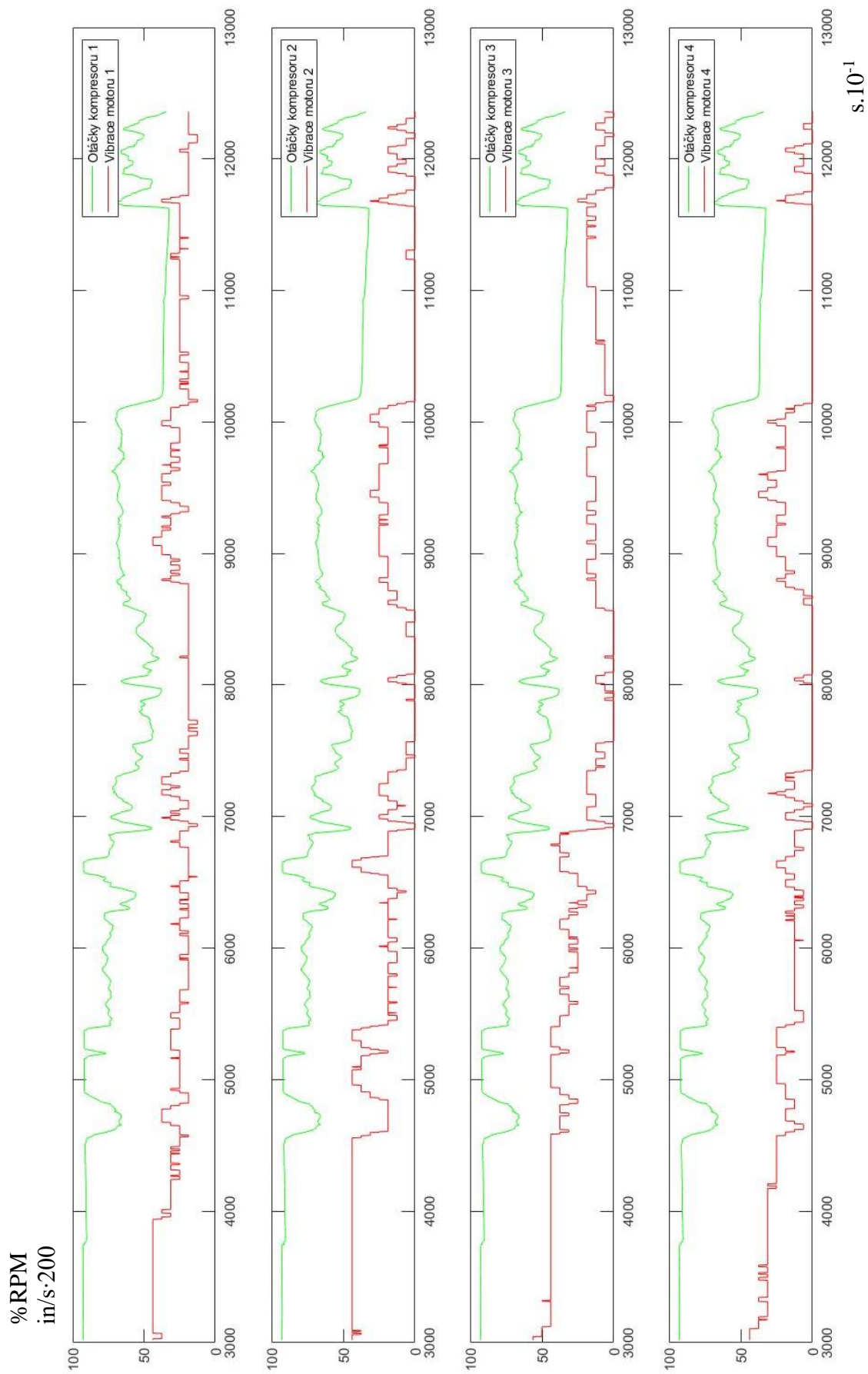
Obr. 5.13 Počáteční úsek záznamu parametrů oleje Letu 2



Obr. 5.14 Koncový úsek záznamu parametrů oleje Letu 2

Na obrázku 5.15 jsou porovnány vibrace a otáčky jednotlivých motorů. Můžeme vidět, že vibrace kopírují trend otáček motorů, tzn. že s rostoucími otáčkami rostou vibrace. Velmi dobře je vidět, že při poklesu otáček pod 50 %RPM vibrace u motoru 2 a 4 klesají na nulu a u motoru 3 také významně klesají. Zato u motoru 1 tento trend nesledujeme. To může značit například opotřebení ložisek motoru či podobné části nebo nevyvážení rotujících hmot. Bylo by vhodné doporučit kontrolu tohoto motoru a určit příčinu těchto nestandardních vibrací v nízkých otáčkách.

Bez možnosti důkladnějšího zkoumání a analýzy stavu jednotlivých motorů se můžeme pouze domnívat, čím jsou rozdíly ve vibračním projevu způsobeny. Jako velmi pravděpodobná se jeví teorie, že v nejlepšímu stavu (nejnovější) je motor číslo 4, neboť absolutní hodnoty jeho vibrací jsou v celém zkoumaném rozsahu nejnižší. O něco horší vlastnosti jeví motor 2, dále pak motor 3 a jak již bylo zmíněno nejhorší projev má pravděpodobně motor 1, který by tedy mohl být nejdéle v provozu.



Obr. 5.15 Porovnání vibrací a otáček motorů Letu 1



## **5.5 Návrh parametrů k doplnění**

Po důkladné analýze a posouzení všech dostupných parametrů vidíme, že stále nejsme schopni monitorovat veškeré životně důležité prvky různých letadlových soustav. Do stávajícího systému by tedy bylo vhodné doplnit další snímané parametry, a tedy i snímače.

Z výše uvedených soustav je na informace nejméně bohatá palivová soustava. Zde by tedy bylo vhodné snímat například průtok paliva na více místech v palivové trase, což by umožnilo získat informace o případných únicích paliva v soustavě. Také by bylo možné monitorovat kondici jednotlivých filtrů, a to jednoduše díky instalaci tlakových čidel před a za filtry. Z tlakového rozdílu by bylo možné odečíst míru zanesení filtrů.

Tyto uvedené principy by bylo možné aplikovat také do hydraulické soustavy pro získání informací o stavu oleje. Zde by také bylo vhodné doplnit senzory na monitorování hustoty a viskozity oleje, abychom mohli lépe plánovat jeho případnou výměnu.

Motorová soustava zaznamenává nejvyšší počet užitečných parametrů a není nezbytně nutné další parametry pro monitorování přidávat.

Důležitou soustavou, která však v dostupných podkladech není zastoupena žádným snímaným parametrem, je soustava elektrická. U té by bylo vhodné zaznamenávat alespoň např. odpor jednotlivých sběrnic (to by mohlo indikovat například mechanické poškození, či snížení propustnosti) a dále pak teplotu vyhodnocovacích a výpočetních jednotek, abychom zabránili jejich přehřátí a degradaci.

## 6 NÁVRH TREND MONITORING SYSTÉMU

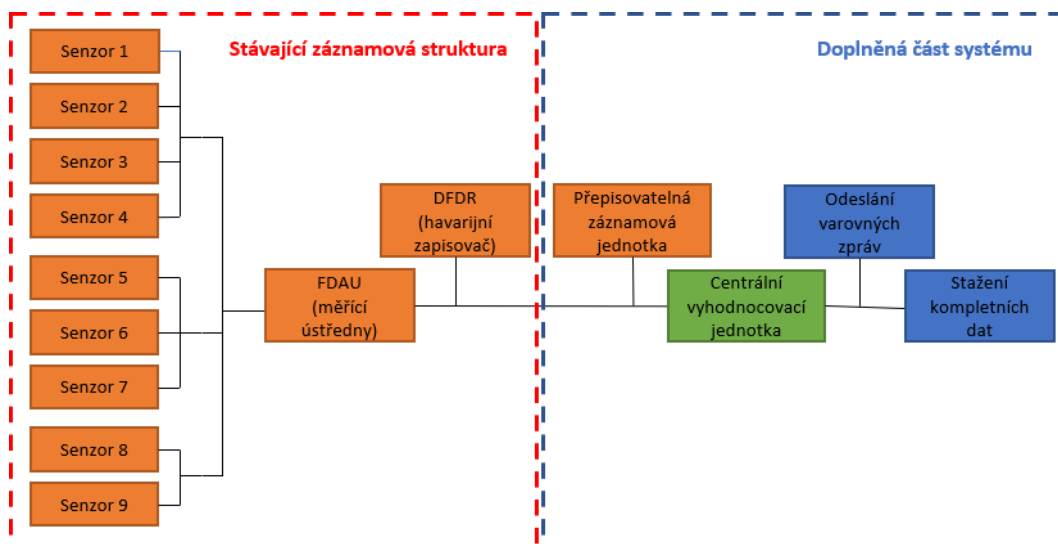
Data uložená v paměti FDR, která byla analyzována v předchozích kapitolách je možné použít pro návrh trend monitoring systému, který by navazoval na systémy již zavedené a popsané v kapitolách 3 a 4. Vzhledem k tomu, že analyzovaná data byla anonymizovaná a není tak možné určit například typ letounu ani jeho hlavní využití, lze navrhnout pouze obecnou kostru takového systému. V případě budoucí realizace tohoto projektu by bylo nejvhodnější spolupracovat na něm s některou velkou společností, ať již výrobcem nebo provozovatelem, a relevantní data získávat přímo od nich. Pro obecný a prvotní návrh jsou zde uvedené podklady však dostačující.

V následujících kapitolách tedy bude stručně popsán princip funkce trend monitoring systému využívající data z FDR. Vzhledem k obsáhlosti dat zde uložených bude celý princip prezentován na příkladu jedné soustavy. V dostupných datech je nejvíce zastoupena motorová soustava, proto pro potřeby této ilustrace byla zvolena právě tato. Další soustavy by již fungovaly obdobně s minimálními modifikacemi a bylo by tak možné celý tento systém rozšířit na většinu dat v FDR, a to i těch, které do budoucna budou jistě přibývat.

### 6.1 Základní kostra a části systému

Celý systém by měl hierarchickou posloupnost, kdy na nejnižší úrovni by byla rozsáhlá síť senzorů, které by byly rozčleněny podle jednotlivých soustav, či jiných odpovídajících skupin. Následovala by vyhodnocovací jednotka FDAU, která data vyhodnocuje (filtruje, průměruje apod.) a takto zpracovaná je posílá dále do záznamové jednotky FDR a prepisovatelné paměti přidané pro tento účel. Tato paměť je určena pro předem určenou dobu záznamu (vycházející z objemu zaznamenávaných dat) a po jejich stažení je opět k dispozici pro přepsání a záznam dat z dalších letů. V ideálním případě se data budou stahovat po každém přistání, ale jelikož nemůžeme zabezpečit dostupnost stahovacího zařízení na každém místě přistání, je tato paměť dimenzována na co největší možnou dobu záznamu.

Za záznamovou jednotkou následuje vyhodnocovací jednotka, která zaznamenávaná data vyhodnocuje z hlediska trendů a případných odchylek od nich. Na základě tohoto vyhodnocení může posílat varovné zprávy jednak pilotům, ale především centrále pozemní údržby, která by měla být schopna reagovat s předstihem na případné signalizované poškození a připravit se tak na potřebné úkony údržby. Toto přináší výhodu v podobě ušetřeného času, jak již bylo uvedeno na obrázku 3.4. Kromě toho je k dispozici stažení kompletních zaznamenaných dat po přistání. Zde by již dle přání koncového zákazníka mohla být zavedena technologie Wi-Fi pro bezdrátový přenos zaznamenaných dat, nebo kabelový přenos či transfer přes výměnné úložiště typu Flash. Stručné schéma navrhovaného systému je znázorněno na obrázku 6.1 níže.



Obr. 6.1 Schéma navrženého Trend monitoring systému

### 6.1.1 Síť senzorů

Síť senzorů (na obr. 6.1 úplně vlevo) by se skládala především z již instalovaných senzorů na letadle použitých pro snímání dat potřebných pro zápis do FDR. Tím by došlo k výrazným úsporám při zavádění celého tohoto systému, neboť větší část je již na letadlech dostupná. Stačilo by tedy doplnit senzory, které v současném stavu chybí, abychom byli schopni získat dostatečné množství potřebných dat.

### 6.1.2 FDAU a DFDR

Před samotným zápisem získaných dat je nutné je nějakým způsobem komplexně zpracovat, aby jednotlivé datové rámce byly logicky seřazeny k sobě a bylo možné je zaznamenat na paměťové médium. Ve stávajícím systému je tímto paměťovým médiem DFDR, který byl blíže popsán v kapitole 2.2. Až po tuto část tedy celý systém zůstává víceméně beze změny, kromě toho, že data nekončí pouze v DFDR, ale FDAU je posílá do nové části systému, jak bude popsáno v dalších podkapitolách.

### 6.1.3 Přepisovatelná záznamová jednotka

Tato jednotka duplikuje funkci DFDR, tedy také zaznamenává veškerá naměřená a vyhodnocená data. Její hlavní rozdíl oproti DFDR je v tom, že je určena nejen pro záznam, ale i pro časté přepisování (např. až jedenkrát za každý let) a poskytování dat dále do systému. Jelikož zde nemusí být kladeny tak velké požadavky na odolnost a spolehlivost (stejná data jsou již v extrémně chráněném FDR), není třeba používat tak drahá zařízení. Z tohoto důvodu by pravděpodobně byla nejlepším řešením instalace dvou paralelních stejných zařízení o nižší spolehlivosti, na kterých by data byla klonována. Tím bychom ve výsledku získali vyšší spolehlivost záznamu než při použití jednoho spolehlivějšího a dražšího zařízení.

### 6.1.4 Centrální vyhodnocovací jednotka

Tato vyhodnocovací jednotka plní zásadní úlohu v celém navrhovaném Trend monitoring systému. Jejím úkolem je kontrola všech dat zapsaných na záznamové jednotce a jejich porovnávání s dosavadními trendy. Víceméně by prováděla vyhodnocení podobné jako v kapitole 5.4. Porovnávala by tedy například parametry mezi jednotlivými motory či podobnými jednotkami na daném letadle a v případě vybočení některého z těchto parametrů z normálu by poskytla tuto informaci dále. Také by bylo možné s jejím použitím spravovat celou flotilu letounů, kdy by tato jednotka externě (ve formě jednorázových a z hlediska bezpečnosti prověřených aktualizací

z pozemní centrály) dostávala informace o trendech napříč celou flotilou a mohla by tak porovnávat stejné parametry u různých letounů téhož typu. Toto by mohlo být řešeno buď na úrovni výrobce, jednoho provozovatele, či kompletně napříč všemi uživateli, pokud by bylo možné tyto informace sdílet za účelem zlepšení údržbových systémů.

V případě, že by tato jednotka zjistila neshodu s nastavenými trendy (ať již v rámci jednoho letounu nebo napříč flotilou) či překročení stanovených kritických hodnot, tak by tento významný úsek dat označila a odeslala upozornění jednak posádce letounu, ale především pozemní centrále, která by již zajistila potřebnou přípravu pro úkony údržby po přistání. Na centrálu by byl zároveň odeslán tento označený úsek dat, aby technici měli k dispozici přesný popis projevů problému.

### 6.1.5 Stažení kompletních dat

Vzhledem k tomu, že celkový objem dat zaznamenávaný do FDR je již nyní relativně velký a při navýšení počtu sledovaných parametrů (dle doporučení v kapitole 5.5) by se ještě zvětšil, není optimálním řešením jejich kontinuální odesílání do pozemní sítě. Stávající datové spojení (VDL) má přenosovou rychlost maximálně 31,5 kb/s a záznam jednoho letu objem přibližně 2,7 Mb (odpovídá Letu 4 uvedenému v kapitole 5). Z tohoto srovnání tedy vyplývá, že přenos těchto dat by zabral přibližně 85 s. To se může zdát jako relativně krátký čas, avšak musíme vzít v potaz, že se jedná o maximální přenosovou rychlost (odpovídající ideálním podmínkám), a dále pak to, že tato datová prostupnost je nyní již z velké části využita pro jiné služby (ACARS apod.) a tudíž není celá její šíře k dispozici pro přenos dat z tohoto systému. Jelikož navýšení přenosové kapacity je relativně obtížné, a především finančně náročné, nejeví se to jako ideální řešení.

Lepší variantou je zde navrhované odesílání pouze významných částí dat odlišujících se od normálních trendů, což nezabere tolik vyhrazeného času a zároveň poskytne relevantní informace údržbě. Můžeme předpokládat, že pro údržbu významná bude pouze menší část (např. do 10 %) ze všech naměřených dat, což znamená zlomek (méně než desetinu) objemu a přenosové náročnosti. Zbývající kompletní data zůstanou uložena na záznamové jednotce (případně jejím identickým klonu) a budou k dispozici pro offline stažení po přistání. Toto může být realizováno dvěma způsoby – buď fyzicky připojením download kabelu či flashdisku nebo jiného přenosového zařízení – nebo bezdrátově přes Wi-Fi při zadokování letounu k bráně. Toto je jistě komfortnější pro provozovatele, ovšem také dražší pro implementaci. Bylo by tedy teoreticky možné toto nabízet jako příplatkovou variantu.

Tato jednotka by také sloužila pro aktualizaci databáze, která by srovnávala trendy pro různé letouny ve flotile. Tento přenos aktualizací by opět mohl probíhat uvedenými dvěma způsoby. Bylo by pouze nutné zvážit, na jaké frekvenci je optimální tento update provádět, aby byly podchyceny všechny důležité změny a zároveň nedocházelo ke zbytečnému vytěžování přenosových kapacit. Toto by ale pravděpodobně vyplynulo z prvních let provozu a dost pravděpodobně bylo pro každý typ letounu individuální.

Podrobnější analýzu by také vyžadoval návrh adekvátního způsobu zabezpečení, neboť se jedná o kritická data, která by v případě zneužití mohla vést až ke katastrofickým důsledkům pro některé lety.

## 6.2 Spolehlivost systému

Při návrhu systému uvažujeme dvě možnosti využití – první možnost nabízí podporu údržby a druhá kompletní nahrazení zavedeného systému pravidelných údržeb letadel.

Systém podpory údržby by sloužil jako doplněk ke klasickým prohlídkám. Toto využití se dá očekávat v blízké budoucnosti, kdy by tento systém byl testován a posuzován v rámci důvěryhodnosti a spolehlivosti takto zaznamenávaných a vyhodnocovaných dat. Letoun by tedy byl stále přistavován na pravidelné prohlídky, i přesto že by systém monitorování stavu nehlásil

žádná varování. Tento systém by navíc nemusel mít vysokou míru bezporuchovosti (spolehlivosti), protože je pouze doplňkem a jeho výpadek nezpůsobuje snížení bezpečnosti oproti stávajícímu stavu. Jeho implementace by tedy byla méně náročná.

Systém monitorování stavu, který by zcela nahradil dosavadní systém údržby, by musel disponovat vysokou mírou bezporuchovosti. Z tohoto důvodu by jeho struktura musela být zálohována a značně komplexnější. Nicméně tato aplikace by byla možná až po ověření základní podpůrné verze, a tudíž dává možnost rozvoje údržby v budoucnosti.

Jako nejlepší postup se jeví instalovat nejdříve jednodušší systém, a po ověření jeho spolehlivosti a funkčnosti přistoupit k přechodu na druhý popisovaný systém.

Pro názornost je pro návržení monitoring systému vybrána detailně rozebraná motorová soustava, která nabízí největší dostupné množství dat a zároveň vysledované trendy. Ostatní soustavy by dále byly řešeny analogicky.

## 6.2.1 Posouzení kritičnosti systému

Na základě zaznamenávaných parametrů motorové soustavy v kapitole 5.2.2 vidíme, že pro stav údržby je uvedeno několik parametrů, a to např. teplota výfukových plynů (EGT), míra vibrací jednotlivých motorů (VIB), otáčky turbíny (N2) a otáčky kompresoru (N1).

Dále zde budeme uvažovat složitější systém kompletně nahrazující stávající údržbu. Je proto nutné správně klasifikovat míru kritičnosti jeho selhání. V případě, že dojde k vybočení EGT z trendu je pravděpodobně nejhorším možným scénářem požár motoru. To odpovídá úrovni kritičnosti HAZARDOUS<sup>11</sup> podle předpisu CS-E<sup>12</sup> [58].

Zvýšená míra vibrací pravděpodobně ukazuje na rotující nevyvážené hmoty, což může v nejhorším možném případě vést k utržení části motoru (např. lopatky) či destrukci celého motoru. Letící části s vysokou energií či ztráta motoru jsou dle téhož předpisu klasifikovány také jako HAZARDOUS.

Nepravidelnost či extrémní hodnoty otáček turbíny nebo kompresoru mohou v nejhorším případě vést opět k podobným důsledkům jako u zvýšených vibrací, což je opět klasifikováno jako HAZARDOUS.

Celý tento systém musí být navržen tak, aby splňoval úroveň spolehlivosti odpovídající kritičnosti důsledků kategorie HAZARDOUS, která odpovídá pravděpodobnosti nastoupení poruchy maximálně  $1 \cdot 10^{-7}$  za 1 letovou hodinu, viz tabulka v příloze I.

Vzhledem k tomu, že kritičnost systémů pro sledování vibrací i teploty výfukových plynů je stejná, budeme pro názornost dále popisovat systém pouze na příkladu monitorování vibrací.

## 6.2.2 Detailní návrh systému pro motorovou soustavu

Schéma na obr. 6.1 bylo překresleno do blokového diagramu bezporuchovosti, viz níže. Intenzity poruch  $\lambda$  [ $\text{hod}^{-1}$ ] jednotlivých prvků byly získány z databáze Quanterion Automated Data-book Version 4.2.1.

Pro přepočítání intenzity poruch na pravděpodobnost poruch platí pro exponenciální rozdělení následující vztah [59]:

$$R(t) = \exp \left[ - \int_0^t \lambda(x) \cdot dx \right]$$

Pro prvky s velmi vysokou úrovní spolehlivosti ( $\lambda < 1 \cdot 10^{-3}$ ), což je pro dané prvky splněno, lze použít následující zjednodušení (pro časový úsek jedné hodiny letu) [59]:

$$Q = \lambda \cdot \Delta t = \lambda \cdot 1 = \lambda$$

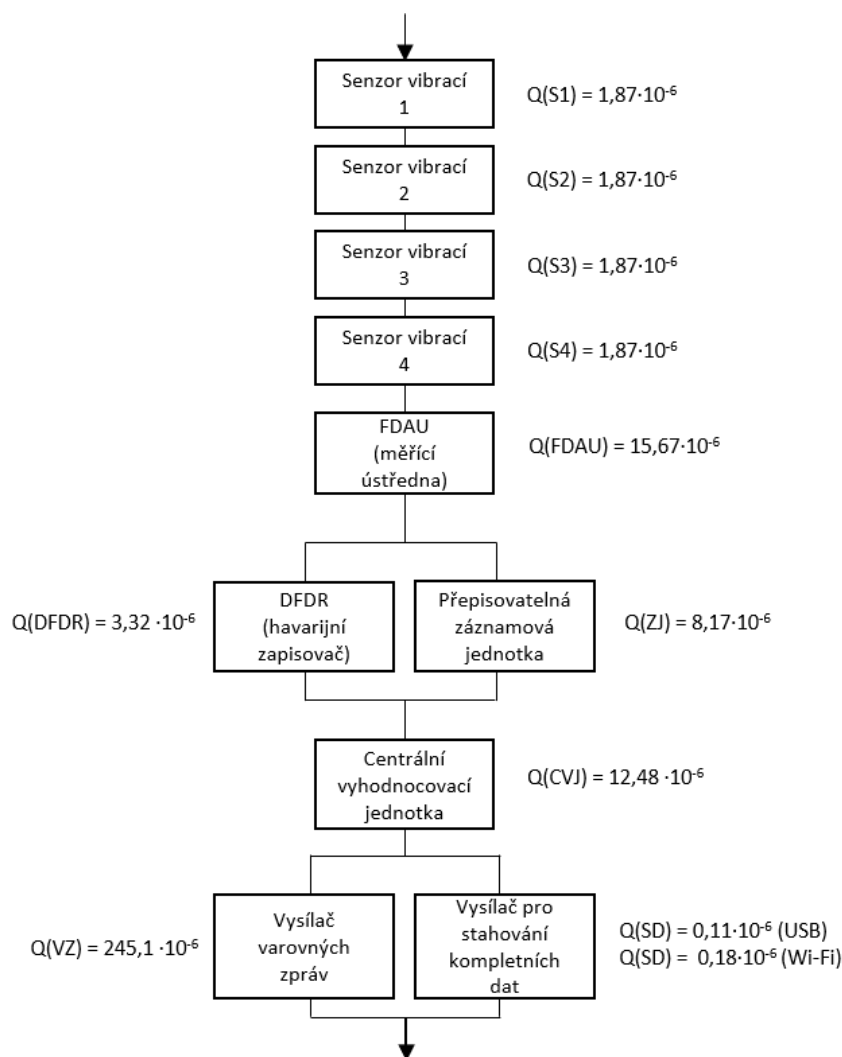
<sup>11</sup> Hazardous – nebezpečné následky; velké snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti letadla

<sup>12</sup> CS-E E510 Safety Analysis (Turbine Engines)

Senzory 1 až 4 jsou umístěny každý na jednom motoru, a pro funkčnost celého systému je nutné, aby fungovaly všechny pro možnost porovnání trendů, provozních hodnot a měření aktuální míry vibrací. Proto jsou v blokovém diagramu řazeny sériově.

Ke standardní záznamové jednotce DFDR je paralelně přiřazena další záznamová jednotka, která jednak zvyšuje spolehlivost systému, a jednak umožňuje systému získat informaci, zdali havarijní zapisovač funguje správně.

Výstupem ze systému je informace o nutnosti údržby, kterou je možné získat bezdrátovým vysílačem za letu nebo po stažení kompletních dat po přistání. Proto jsou v diagramu tyto možnosti řazeny paralelně.



Obr. 6.2 Blokový diagram bezporuchovosti

Spolehlivost přenosu přes USB i Wi-Fi je relativně srovnatelná, přičemž USB přenos je mírně spolehlivější. Dále tedy bude počítáno s variantou Wi-Fi přenosu, jelikož se jedná o horší variantu.

Jelikož se zabýváme určením bezporuchovosti, je nutné pravděpodobnosti poruchy  $Q$  přepočítat na pravděpodobnosti bezporuchového stavu  $R$  [60]:

$$R_S = 1 - Q_S$$

## Jevový zápis

$$S = S_1 \cap S_2 \cap S_3 \cap S_4 \cap FDAU \cap (DFDR \cup ZJ) \cap CVJ \cap (VZ \cup SD)$$

V závislosti na struktuře systému volíme pro výpočet spolehlivosti metodu dekompozice. V našem případě se jedná o neopravovaný systém se vzájemně nezávislými jevy, pro který platí následující vztahy [60]:

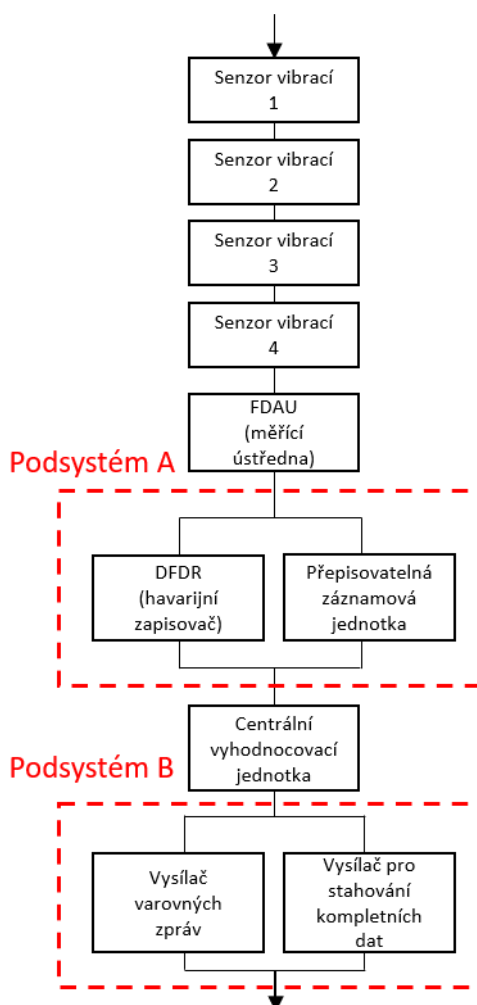
pro sériový systém

$$R_S(t) = \prod_{i=1}^{i=N} R_i(t)$$

pro paralelní systém

$$R_S(t) = 1 - \prod_{i=1}^{i=N} (1 - R_i(t))$$

**Rozklad systému metodou dekompozice:**



Obr. 6.3 Vyznačení podsystémů pro metodu dekompozice

## Výpočet pravděpodobnosti bezporuchového stavu

### Podsystem A

$$\begin{aligned}R(A) &= 1 - [(1 - R(DFDR)) \cdot (1 - R(ZJ))] \\R(A) &= 1 - [(1 - (1 - 3,32 \cdot 10^{-6})) \cdot (1 - (1 - 8,17 \cdot 10^{-6}))] \\R(A) &= 1 - 2,71 \cdot 10^{-11} \\Q(A) &= 2,71 \cdot 10^{-11}\end{aligned}$$

### Podsystem B

$$\begin{aligned}R(B) &= 1 - [(1 - R(VZ)) \cdot (1 - R(SD))] \\R(B) &= 1 - [(1 - (1 - 245,1 \cdot 10^{-6})) \cdot (1 - (1 - 0,18 \cdot 10^{-6}))] \\R(B) &= 1 - 4,41 \cdot 10^{-11} \\Q(B) &= 4,41 \cdot 10^{-11}\end{aligned}$$

### Celý systém

$$\begin{aligned}R(S) &= R(S_1) \cdot R(S_2) \cdot R(S_3) \cdot R(S_4) \cdot R(FDAU) \cdot R(A) \cdot R(CVJ) \cdot R(B) \\R(S) &= (1 - 1,87 \cdot 10^{-6})^4 \cdot (1 - 15,67 \cdot 10^{-6}) \cdot (1 - 2,71 \cdot 10^{-11}) \cdot (1 - 12,48 \cdot 10^{-6}) \\&\quad \cdot (1 - 4,41 \cdot 10^{-11}) \\R(S) &= 1 - 3,56 \cdot 10^{-5} \\Q(S) &= 3,56 \cdot 10^{-5}\end{aligned}$$

Jak bylo zmíněno v podkapitole 6.2.1, je dle předpisu vyžadována míra nastoupení poruchy pro danou kritičnost maximálně  $1 \cdot 10^{-7}$  za hodinu letu, přičemž výpočtem pro tento jednoduchý systém podmínka není splněna. Je proto třeba přistoupit ke změně struktury systému a zavést zálohování kritických prvků, které nejvíce snižují spolehlivost celku.

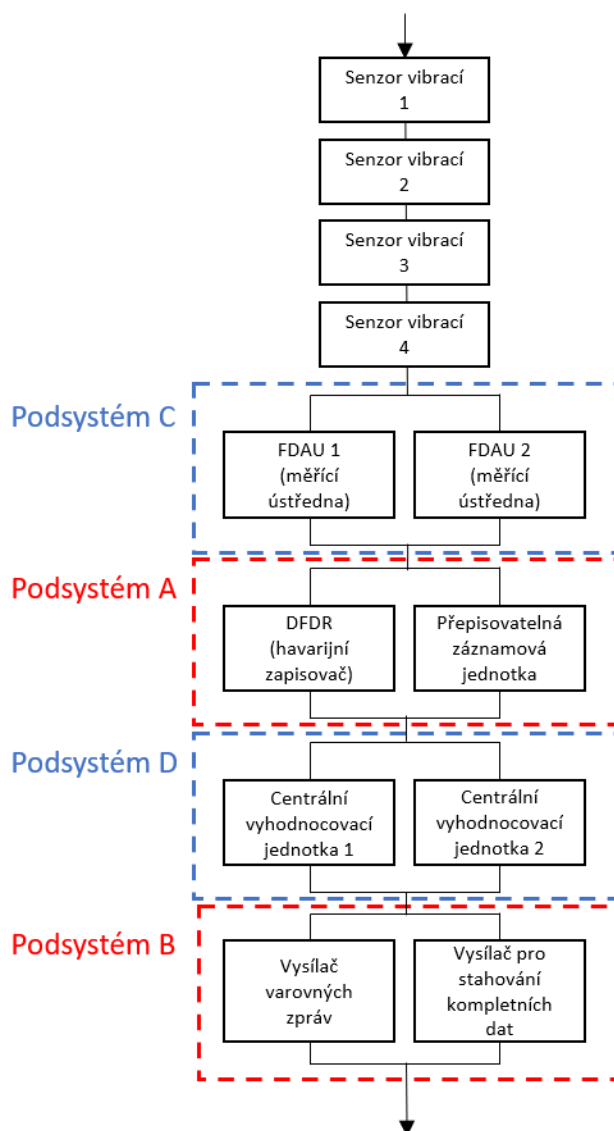


### 6.2.3 Úpravy systému pro zvýšení spolehlivosti

Základním postupem pro zvýšení spolehlivosti systému je zálohování kritických prvků. Tento postup tedy aplikujeme i pro případ tohoto systému.

Senzory mají v porovnání s FDAU a CVJ relativně vysokou spolehlivost, proto v dalším kroku ověříme, zda bude postačující zálohovat tyto dvě jednotky pro zpracování dat. Tomu odpovídá schéma na obrázku 6.4, kde je zálohování naznačeno vložení stejných jednotek paralelně k původním. Takto vzniklé paralelní podsystémy jsou označeny písmeny C a D, následuje výpočet pravděpodobnosti bezporuchového stavu metodou dekompozice.

#### Verze 2



Obr. 6.4 Vyznačení podsystémů pro metodu dekompozice (systém Verze 2)

#### Jevový zápis

$$S = S_1 \cap S_2 \cap S_3 \cap S_4 \cap (FDAU_1 \cup FDAU_2) \cap (DFDR \cup ZJ) \cap (CVJ_1 \cup CVJ_2) \cap (VZ \cup SD)$$

## Výpočet pravděpodobnosti bezporuchového stavu

### Podsystém C

$$R(C) = 1 - [(1 - (1 - R(FDAU_1))) \cdot (1 - (1 - R(FDAU_2)))] = 1 - (1 - (1 - R(FDAU)))^2$$

$$R(C) = 1 - (1 - (1 - 15,67 \cdot 10^{-6}))^2$$

$$R(C) = 1 - 2,46 \cdot 10^{-10}$$

$$Q(C) = 2,46 \cdot 10^{-10}$$

### Podsystém D

$$R(D) = 1 - [(1 - (1 - R(CVJ_1))) \cdot (1 - (1 - R(CVJ_2)))] = 1 - (1 - (1 - R(CVJ)))^2$$

$$R(D) = 1 - (1 - (1 - 12,48 \cdot 10^{-6}))^2$$

$$R(D) = 1 - 1,56 \cdot 10^{-10}$$

$$Q(D) = 1,56 \cdot 10^{-10}$$

### Celý systém

$$R(SS) = R(S_1) \cdot R(S_2) \cdot R(S_3) \cdot R(S_4) \cdot R(C) \cdot R(A) \cdot R(D) \cdot R(B)$$

$$R(SS) = (1 - 1,87 \cdot 10^{-6})^4 \cdot (1 - 2,46 \cdot 10^{-10}) \cdot (1 - 2,71 \cdot 10^{-11}) \cdot (1 - 1,56 \cdot 10^{-10}) \cdot (1 - 4,41 \cdot 10^{-11})$$

$$R(SS) = 1 - 7,48 \cdot 10^{-6}$$

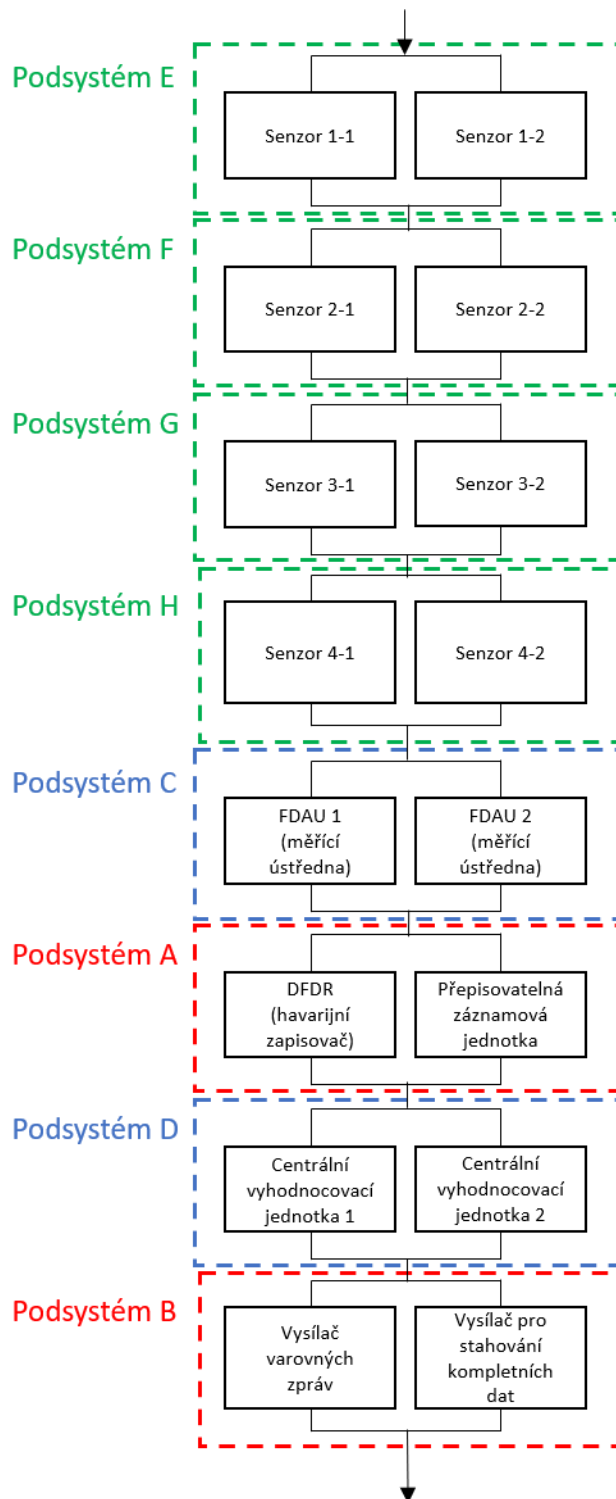
$$Q(SS) = 7,48 \cdot 10^{-6}$$

Podmínka míry nastoupení poruchy vyžadovaná předpisem opět není splněna. Vzhledem k tomu, že podsystémy A, B, C a D již mají pravděpodobnost poruchy řádově nižší než senzory na začátku systému, je ideální volbou zálohování právě nejméně spolehlivých senzorů. Jelikož všechny motory můžeme považovat pro tyto účely za rovnocenné, v dalším návrhu jsou paralelně zálohovány všechny senzory, přestože ke splnění podmínky by možná stačilo zálohovat pouze některé. Vznikají nám tak podsystémy E až H, jak je naznačeno na obrázku 6.5. V následující verzi systému jsou tedy již zálohovány všechny prvky duplicitním paralelním prvkem stejných vlastností.

Jednou z možností zlepšení spolehlivosti systému je využití senzorů s větší spolehlivostí. Při ověření této hypotézy výpočtem se senzory s pravděpodobností nastoupení poruchy  $5,39 \cdot 10^{-7}$  stále nebyla splněna podmínka kritičnosti.

V případě senzorů by v úvahu připadalo například i zálohování systémem „dva dobré ze tří“ což by vedlo ke zvýšení spolehlivosti, avšak zároveň ke zvýšení složitosti systému. Vzhledem k tomu, že systém prostým porovnáním dat ze dvou senzorů může poznat, že jeden z nich je chybný a upozornit na tuto skutečnost pozemní personál, který zajistí výměnu, tak není nezbytné zavádět tuto strukturu systému. Její nevýhodou je také nárůst hmotnosti letounu, neboť jen na vibrace motorů bychom potřebovali 4 další senzory. Pokud bychom tento postup aplikovali u všech soustav jednalo by se o desítky senzorů navíc.

## Verze 3



Obr. 6.5 Vyznačení podsystémů pro metodu dekompozice (systém Verze 3)

## Jevový zápis

$$SSS = (S_{11} \cup S_{12}) \cap (S_{21} \cup S_{22}) \cap (S_{31} \cup S_{32}) \cap (S_{41} \cup S_{42}) \cap (FDAU_1 \cup FDAU_2) \\ \cap (DFDR \cup ZJ) \cap (CVJ_1 \cup CVJ_2) \cap (VZ \cup SD)$$

**Podsystem E-H**

$$R(E) = 1 - [(1 - (1 - R(S_{11}))) \cdot (1 - (1 - R(S_{12})))] = 1 - (1 - (1 - R(S_1)))^2$$

$$R(E) = 1 - (1 - (1 - 1,87 \cdot 10^{-6}))^2$$

$$R(E) = 1 - 3,5 \cdot 10^{-12}$$

$$Q(E) = 3,5 \cdot 10^{-12}$$

$$Q(E) = Q(F) = Q(G) = Q(H)$$

**Celý systém**

$$R(SSS) = R(E) \cdot R(F) \cdot R(G) \cdot R(H) \cdot R(C) \cdot R(A) \cdot R(D) \cdot R(B)$$

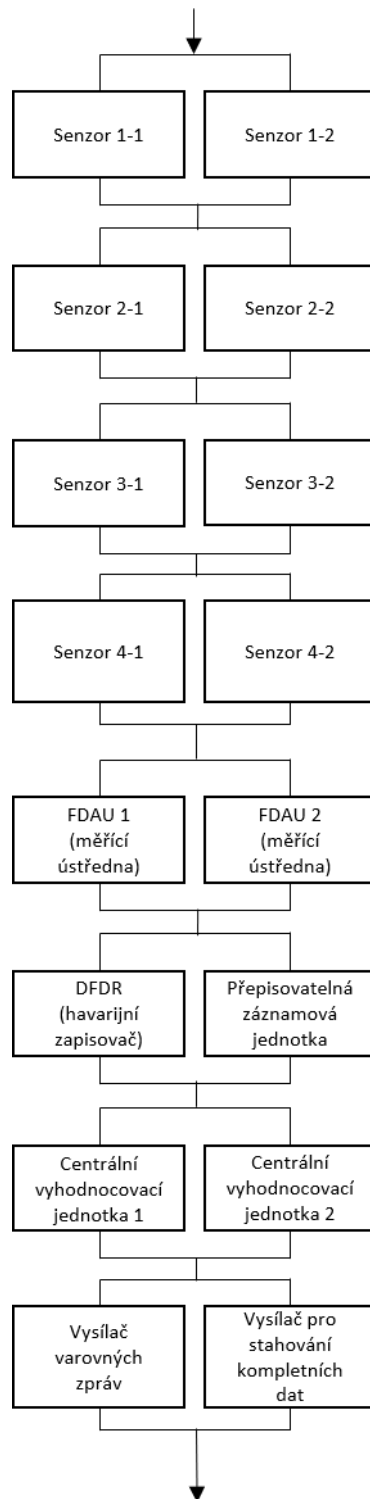
$$= R(E)^4 \cdot R(C) \cdot R(A) \cdot R(D) \cdot R(B)$$

$$R(SSS) = (1 - 3,5 \cdot 10^{-12})^4 \cdot (1 - 2,46 \cdot 10^{-10}) \cdot (1 - 2,71 \cdot 10^{-11}) \cdot (1 - 1,56 \cdot 10^{-10}) \cdot (1 - 4,41 \cdot 10^{-11})$$

$$R(SSS) = 1 - 4,87 \cdot 10^{-10}$$

$$Q(SSS) = 4,87 \cdot 10^{-10}$$

Po těchto finálních úpravách bylo kompletním zálohováním všech prvků dosaženo požadované míry pravděpodobnosti nastoupení poruchy, a to  $4,87 \cdot 10^{-10}$  za hodinu letu. Toto je již lepší než požaduje předpis, a proto to může být hodnoceno jako vyhovující. Výsledné schéma systému tedy odpovídá obrázku 6.6.



Obr. 6.6 Finální schéma systému monitorujícího stav letounu

### 6.3 Základní podpůrná verze a porovnání

V případě, že by systém pouze doplňoval a zpřesňoval stávající systém údržby, nebyly by na něj kladeny dle předpisu prakticky žádné požadavky na spolehlivost. Z tohoto hlediska by tedy byl plně dostačující kterýkoliv ze systémů uvedených v předchozí podkapitole včetně prvního – nejjednoduššího. Samozřejmě pro provozovatele letadla by bylo nutné zohlednit poruchovost a případný přínos oproti složitosti systému. V tabulce níže je uvedeno stručné porovnání jednotlivých verzí systému.

Tab. 6.1 Porovnání spolehlivosti verzí systému

	Verze 1	Verze 2	Verze 3
Počet prvků	10	12	16
Počet zálohovaných prvků	2	4	8
Pravděpodobnost nastoupení poruchy	$3,56 \cdot 10^{-5}$	$7,48 \cdot 10^{-6}$	$4,87 \cdot 10^{-10}$
Splňuje klasifikaci poruchových stavů <sup>13</sup>	MINOR	MAJOR	CATASTROPHIC
System pro podporu údržby	✓	✓	✓
Nahrazující systém	✗	✗	✓

V případě postupného zavádění systému do výbavy letadel by bylo pravděpodobně nejvhodnější začít od jednoduchého systému používaného pouze jako podporu stávajícího režimu údržby a po ověření funkčnosti přistoupit u nových modelů letadel k implementaci komplexního řešení splňujícího nejpřísnější požadavky předpisu.

<sup>13</sup> Dle normy ASTM F3230-17, viz příloha I.

## 7 ZHODNOCENÍ

Navržený systém využívá část prvků běžně instalovaných na letounech. Jsou zde navíc doplněny vysílače a vyhodnocovací jednotky, a navíc jsou jednotlivé prvky duplicitně zálohovány. Co se týče nároků na instalaci, tak by tedy neměly být nijak neúměrně zvýšeny, neboť všechny uvedené prvky jsou již na letadle používány, byť ne v tomto smyslu. Jednotlivé senzory mohou být montovány hned vedle těch stávajících, pouze by bylo vhodné napojit je na jinou napájecí sběrnici. Podobně je to s jednotkami FDAU, které opět mohou být v racku vedle sebe, což bude nejlepší i pro přehlednost při montáži a revizích. Pro zamezení vzniku poruchy se společných příčin (voda, teplo, mráz, mechanické poškození) je vhodné mít od sebe jednotky mechanicky odděleny ideálně přepážkou v racku. Obdobně záznamová média jsou pouze duplikována, přičemž druhé médium již nemusí disponovat extrémní odolností jako klasický FDR. To významně šetří náklady spojené na instalaci tohoto řešení. Vyhodnocovací jednotky jsou taktéž opět dvě paralelní, opakuje se zde tedy stejná situace jako u jednotek FDAU. Na jedné z těchto jednotek (případně obou) může být umístěn USB port pro stahování kompletních dat a bylo by tedy vhodné, aby jednotky byly snadno přístupné. Stejně tak by měla být přístupná záznamová média, aby bylo možné je relativně snadno odpojit a vyměnit v případě, že by bylo nutné tímto způsobem přenést kompletní záznam nebo kdyby došlo k poruše. Vysílač varovných zpráv by mohl být využit ze systému ACARS (viz kapitola 3.1.1). To by tedy neobnášelo žádné další náklady, pouze by bylo nutné zajistit propojení stávajícího vysílače s novou strukturou navrhovaného systému.

Další výhodou navrhovaného systému je možnost hlídání stavu stávajících struktur (DFDR, senzory apod.), kdy porovnáním dat získaných ze dvou nezávislých paralelních cest můžeme detekovat problém s některým z prvků, což dříve nebylo možné. Mohli bychom tak předcházet situacím, kdy by nebylo možné analyzovat poruchy ze záznamu dat DFDR z důvodu chyby některého z jeho prvků.

Implementace tohoto navrhovaného systému na všechny kritické letadlové soustavy samozřejmě bude obnášet určité náklady a vyžadovat menší změny uspořádání jednotlivých komponent, ale pokud bude již v prvotním návrhu počítáno s tímto systémem, nebudou změny nijak zásadní. Díky relativní jednoduchosti tohoto systému by navíc mělo být možné zavést ho i do stávajících letadlových flotil staršího data produkce, což by mohlo být pro jednotlivé provozovatele zajímavé.

Úspory plynoucí ze včasné informace o poruše některé se soustav a ušetřený čas, po který je letadlo uzemněno by byly hlavním argumentem pro pořízení uvedeného systému (viz schéma na obr. 3.4). Taktéž dojde k zvýšení míry automatizace kontroly a zkrácení potřebného času údržby. Dalším důvodem by byla možnost získání velmi komplexní databáze všech sledovaných parametrů, což by výrobcům umožňovalo reagovat na problémy již ve stádiu návrhu a například doporučit zákazníkovi se specifickými potřebami vhodné úpravy v konfiguraci, aby byla maximalizována životnost všech důležitých částí.

## 8 ZÁVĚR

Cílem této diplomové práce byl předběžný návrh trend monitoring systému. Samotnému návrhu předcházela podrobná analýza všech potřebných systémů, které jsou již na letounech instalovány, aby jich mohlo být s výhodou použito. Jedná se o záznamové jednotky v podobě zapisovače letových údajů, dále pak systémy datového přenosu mezi letounem a pozemní sítí. Jako nejpodrobnější zdroj informací o zaznamenávaných a využívaných parametrech posloužily anonymizované údaje ze záznamů NASA, které byly analyzovány z kvalitativního i kvantitativního hlediska.

Návrh poté staví na získaných informacích a využívá stávající hardwarovou infrastrukturu rozšířenou o některé prvky. Jsou popsány dva různé přístupy k trend monitoring systému, kdy jeden slouží pouze jako doplňující systém při zachování stávající strategie údržby a druhý má potenciál tuto strategii nahradit a zefektivnit.

Je vyhodnocena spolehlivost obou těchto systému s ohledem na požadavky předpisu a aplikovány určité nezbytné úpravy, aby těmto požadavkům vyhovovaly. Výsledkem jsou schémata několika variant, přičemž každé z nich má jinou úroveň spolehlivosti a odpovídá tak jinému hodnocení kritičnosti dle předpisů.

Jako další postup v případě plánované realizace tohoto či obdobného systému by bylo nejlepší postupovat po jednotlivých etapách, kdy první by bylo zavedení systému podporujícího stávající způsob údržby, na který by tedy nebyly kladeny tak vysoké nároky. Ve chvíli, kdy by tento systém byl provozován určitou dobu na větším množství letounů a byla by tak k dispozici relevantní a vypovídající data o provozu a spolehlivosti systému, bylo by možné přejít k upgradu na vyšší a komplexnější variantu, kdy by již systém byl schopen kompletně nahradit stávající schémata údržby.

V závislosti na tom, jaké všechny letadlové soustavy by byly takto sledovány, by bylo zapotřebí instalovat některé dodatečné prvky, například potřebné senzory. Z dlouhodobého hlediska by však tato investice měla mít relativně dobrou návratnost, neboť se zkrátí časy, kdy letadlo z důvodu údržby musí zůstat na zemi, a taktéž nebude potřeba tak velký čas lidské práce, neboť většina rutinních úkolů bude nahrazena právě tímto automatickým systémem.

Finálním a ideálním stavem by poté byla situace, kdy letečtí výrobci budou tento systém implementovat již přímo do letadlové soustavy při výrobě, čímž instalační náklady dále poklesnou. Nejlepší by tedy bylo se pro vývoj takového systému spojit s některým z větších výrobců letadel, aby se podílel svými zkušenostmi na návrhu a jednotlivé prvky i celá logika systému tak byla co nejlépe optimalizovaná s ohledem na stávající procesy ve výrobě.

Celkově je tento návrh v souladu s aktuálními trendy nejen v letectví, kdy je s rozvojem výpočetní a automatizační techniky snaha co nejvíce eliminovat lidský faktor z rutinních činností a zlevnit tak veškeré procesy.





## SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] THE EDITORS OF ENCYCLOPAEDIA BRITANNICA. Flight recorder: recording instrument. *Encyclopedia Britannica* [online]. 2020 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/technology/flight-recorder>
- [2] *Flight Data Recorder Read-Out Technical and Regulatory Aspects* [online]. Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile, 2005 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: [https://www.bea.aero/uploads/tx\\_scalaetudessecurite/use.of.fdr\\_01.pdf](https://www.bea.aero/uploads/tx_scalaetudessecurite/use.of.fdr_01.pdf)
- [3] SIRCAR, Susmit. *Black Box & Its Applications* [online]. 2015 [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: <https://www.slideshare.net/SusmitSircar/black-box-of-aircraft>
- [4] DUBOIS, Paul. Flight Data Analysis. *Lima FDA Seminar: AIRBUS - Airlines SMS & FDA Assistance* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://www.icao.int/SAM/Documents/2015-FDA/1.3%20AIRBUS%20PDubois%20FDA-Seminar\\_1%20Recording.pdf](https://www.icao.int/SAM/Documents/2015-FDA/1.3%20AIRBUS%20PDubois%20FDA-Seminar_1%20Recording.pdf)
- [5] ACHARYA, Sanjay. Soviet MS-61 Cockpit Voice Recorder from a MiG-21 interceptor. In: *Wikipedia* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://en.wikipedia.org/wiki/Flight\\_recorder#/media/File:Soviet\\_MS-61\\_Cockpit\\_Voice\\_Recorder.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_recorder#/media/File:Soviet_MS-61_Cockpit_Voice_Recorder.jpg)
- [6] BAJGORIC, Nijaz. Information Technologies for Virtual Enterprise and Agile Management. *Agile Manufacturing: The 21st Century Competitive Strategy* [online]. Elsevier, 2001, s. 397-416 [cit. 2021-04-20]. ISBN 9780080435671. Dostupné z: doi:10.1016/B978-008043567-1/50021-8
- [7] HLINKA, Jiří. Záznamové a signalizační zařízení: 7.1 Záznam letových dat a hovorů. *Palubní soustavy letadel II* [online]. Brno: Prezentace v rámci předmětu OPL, 2020, , 1-27 [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/184004/mod\\_resource/content/1/6%20-%20Zapisniky%20dat-ELT-Signalizace.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/184004/mod_resource/content/1/6%20-%20Zapisniky%20dat-ELT-Signalizace.pdf)
- [8] ANDREI, Pascal, Uwe BARTELS a Volkmar NEEB. Flight Data Recovery: Time for evolutions. *FAST* [online]. 2011, (48) [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/fast/FAST48.pdf>
- [9] *CS 23-Certifikační specifikace pro letouny kategorie normální, cvičná, akrobatická a pro sběrnou dopravu* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-23\\_konsolidovane\\_Amdt\\_3\\_CZ.pdf](https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-23_konsolidovane_Amdt_3_CZ.pdf)
- [10] *Black box flight recorders: Fact Sheet* [online]. Australian Transport Safety Bureau [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: <https://www.skybrary.aero/bookshelf/books/3679.pdf>
- [11] ZAHER, Richard. *What is the Difference Between FAA, CAA, ICAO, EASA and JAA?* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: <https://www.paramountbusinessjets.com/blog/what-is-the-difference-between-faa-caa-icao-easa-and-jaa/>
- [12] CHLEBEK, Jiří. Mezinárodní úmluvy a organizace v civilním letectví: Letecké právo a předpisy. *Prezentace v rámci předmětu OLP* [online]. Brno, 2020 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/177276/mod\\_resource/content/1/OLP%20005%20%2B%20006%202020%20.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/177276/mod_resource/content/1/OLP%20005%20%2B%20006%202020%20.pdf)
- [13] *CS-23: Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes, Amendment 5: CS 23.2005 Certification of normal-category aeroplanes* [online]. European Aviation

- Safety Agency, 2017 [cit. 2021-04-25]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%205.pdf>
- [14] *CS-25: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes* [online]. Amendment 25. European Union Aviation Safety Agency, 2020 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25\\_amendment\\_25.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_25.pdf)
- [15] Regulation (EC) No 859/2008. *Official Journal of the EU* [online]. [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://eur-lex.europa.eu/LexUriServ/LexUriServ.do?uri=OJ:L:2008:254:0001:0238:EN:PDF>
- [16] ICAO ANNEX 6. *Operation of Aircraft: Part I* [online]. 9th ed. Canada: ICAO, 2010 [cit. 2021-04-19]. ISBN 978-92-9231-536-8. Dostupné z: [http://skyrise.aero/wp-content/uploads/2017/03/icao\\_annex\\_6\\_part\\_i.pdf](http://skyrise.aero/wp-content/uploads/2017/03/icao_annex_6_part_i.pdf)
- [17] *Easy Access Rules for Air Operations (Regulation (EU) No 965/2012)* [online]. ANNEX IV (Part-CAT). European Union: EASA eRules, 2019, , 1762 s. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EasyAccessRules\\_for\\_AirOperations-Oct2019.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EasyAccessRules_for_AirOperations-Oct2019.pdf)
- [18] VAN WAGENEN, Juliet. EASA Explains New Flight Data Recording Standards. *Aviation Today* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: <https://www.aviationtoday.com/2016/09/21/easa-explains-new-flight-data-recording-standards/>
- [19] Flight Data Recorder (FDR): The 737 Handbook. In: *Facebook* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: <https://www.facebook.com/737handbook/photos/a.989728904429715/1060807860655152/>
- [20] Flight Data Recorder (FDR): Current Survivability Standards. *SKYbrary* [online]. [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://www.skybrary.aero/index.php/Flight\\_Data\\_Recorder\\_\(FDR\)](https://www.skybrary.aero/index.php/Flight_Data_Recorder_(FDR))
- [21] Aircraft Accident Brief: EgyptAir Flight 990. *National Transportation Safety Board* [online]. Washington, DC [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: <https://www.nts.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAB0201.pdf>
- [22] PAGE, Charlie. *Can you hear me now: How pilots communicate with ATC while 35,000 feet in the air* [online]. 2020 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://thepointsguy.com/guide/how-pilots-communicate-with-atc-in-air/#:~:text=The%20most%20common%20form%20of,of%20our%20communications%20with%20ATC.&text=So%2C%20with%20an%20aircraft%20at,to%20250%20nautical%20miles%20away.>
- [23] SPARKS, Jim. *Aircraft Communications: A look at analog and digital communications*. [online]. 2007 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.aviationpros.com/aircraft/article/10381753/aircraft-communications#:~:text=Traditional%20aircraft%20communications%20are%20based,Frequency%20\(HF\)%20radio%20waves.&text=This%20is%20currently%20and%20will,Traffic%20Control%20\(ATC\)%20system.](https://www.aviationpros.com/aircraft/article/10381753/aircraft-communications#:~:text=Traditional%20aircraft%20communications%20are%20based,Frequency%20(HF)%20radio%20waves.&text=This%20is%20currently%20and%20will,Traffic%20Control%20(ATC)%20system.)
- [24] Section 2. Radio Communications Phraseology and Techniques. *Aeronautical Information Manual (AIM): Air Traffic Control* [online]. Federal Aviation Administration [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.faa.gov/air\\_traffic/publications/atpubs/aim\\_html/chap4\\_section\\_2.html](https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aim_html/chap4_section_2.html)

- [25] HLINKA, Jiří. Letové a navigační přístroje: 4.18 Aircraft Communications Addressing and Reporting System (ACARS). *Palubní soustavy letadel II* [online]. Brno: Prezentace v rámci předmětu OPL, 2020, , 137-138 [cit. 2021-05-15]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod\\_resource/content/1/4%20-%20%20Letove\\_a\\_navigacni\\_pristroje2.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod_resource/content/1/4%20-%20%20Letove_a_navigacni_pristroje2.pdf)
- [26] SUN, Shuguang. ACARS Data Identification and Application in Aircraft Maintenance. In: *2009 First International Workshop on Database Technology and Applications* [online]. IEEE, 2009, s. 255-258 [cit. 2021-04-19]. ISBN 978-0-7695-3604-0. Dostupné z: doi:10.1109/DBTA.2009.93
- [27] Section 1. Preflight. *Aeronautical Information Manual (AIM): Air Traffic Procedures* [online]. Federal Aviation Administration [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.faa.gov/air\\_traffic/publications/atpubs/aim\\_html/chap5\\_section\\_1.html](https://www.faa.gov/air_traffic/publications/atpubs/aim_html/chap5_section_1.html)
- [28] *Interim Report on the accident on 1st June 2009 to the Airbus A330-203 registered F-GZCP operated by Air France flight AF 447 Rio de Janeiro – Paris* [online]. Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://www.bea.aero/docspa/2009/f-cp090601e1.en/pdf/f-cp090601e1.en.pdf>
- [29] HLINKA, Jiří. Letové a navigační přístroje: 4.19 Controller Pilot Data Link Communications (CPDLC). *Palubní soustavy letadel II* [online]. Brno: Prezentace v rámci předmětu OPL, 2020, , 139-143 [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod\\_resource/content/1/4%20-%20%20Letove\\_a\\_navigacni\\_pristroje2.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod_resource/content/1/4%20-%20%20Letove_a_navigacni_pristroje2.pdf)
- [30] *Aerosoft Airbus X and PMDG Boeing 737 NGX* [online]. [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://atsci.wordpress.com/2014/11/01/aerosoft-airbus-x-and-pmdg-boeing-737-ngx/>
- [31] *Understanding Data Comm Systems with Domestic and Oceanic FANS I/A+ and ATN B1 Services* [online]. Universal Avionics, 2020 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.uasc.com/docs/default-source/documents/whitepapers/uasc\\_fans\\_whitepaper.pdf?sfvrsn=d81d985c\\_4](https://www.uasc.com/docs/default-source/documents/whitepapers/uasc_fans_whitepaper.pdf?sfvrsn=d81d985c_4)
- [32] GEN 3.4 Spojovací služby. *Letecká informační příručka (AIP)* [online]. Air Navigation Services of the CR, 2016 [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://aim.rlp.cz/ais\\_data/aip/data/valid/g3-4.pdf](https://aim.rlp.cz/ais_data/aip/data/valid/g3-4.pdf)
- [33] ZENKOVICH, Michael. *Advisory Circular: Data Link Communications* [online]. Federal Aviation Administration, 2017, (90-117) [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory\\_circular/ac\\_90-117.pdf](https://www.faa.gov/documentlibrary/media/advisory_circular/ac_90-117.pdf)
- [34] SAURON-COMBIE, Fabienne a John GRANT. FANS for A320 and A330/A340 Families: Enhancing air traffic communications. *FAST* [online]. AIRBUS, 2011, (48) [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/fast/FAST48.pdf>
- [35] HLINKA, Jiří. Letové a navigační přístroje: 4.12 Sekundární Radar. *Palubní soustavy letadel II* [online]. Prezentace v rámci předmětu OPL, 2020, , 92-94 [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod\\_resource/content/1/4%20-%20%20Letove\\_a\\_navigacni\\_pristroje2.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod_resource/content/1/4%20-%20%20Letove_a_navigacni_pristroje2.pdf)
- [36] VIGIER, Christine. Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B): Surveillance development for Air Traffic Management. *FAST* [online]. AIRBUS, (47) [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/publications/fast/FAST47.pdf>

- [37] HLINKA, Jiří. Letové a navigační přístroje: 4.15 ADS-B. *Palubní soustavy letadel II* [online]. Brno: Prezentace v rámci předmětu OPL, 2020, , 107-113 [cit. 2021-04-20]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod\\_resource/content/1/4%20-%20%20Letove\\_a\\_navigacni\\_pristroje2.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/176013/mod_resource/content/1/4%20-%20%20Letove_a_navigacni_pristroje2.pdf)
- [38] BODART, Jérôme. *Mode S Surveillance Principle: Surveillance/MICA Workshop* [online]. EUROCONTROL [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.icao.int/MID/Documents/2019/MICA/MICA-MID%20-%20WP%2002%20-%20Mode%20S%20Surveillance%20Principle.pdf>
- [39] DOHERTY, Michael. *The Growing Demand for Predictive Maintenance: The opportunity for improving aircraft maintenance and reducing costs is to collect the right type of data.* [online]. [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://www.aviationpros.com/tools-equipment/maintenance-it/article/21125371/the-growing-demand-for-predictive-maintenance>
- [40] MAGGIORE, John B. Remote Management of Real-Time Airplane Data. *AERO* [online]. Boeing, **2007**(03) [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: [https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr\\_3\\_07/AERO\\_Q307\\_article4.pdf](https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_3_07/AERO_Q307_article4.pdf)
- [41] LEE, Chang-Hun, Hyo-Sang SHIN, Antonios TSOURDOS a Zakwan SKAF. Data analytics development of FDR (Flight Data Recorder) data for airline maintenance operations. In: *2017 IEEE International Conference on Multisensor Fusion and Integration for Intelligent Systems (MFI)* [online]. IEEE, 2017, s. 289-294 [cit. 2021-04-21]. ISBN 978-1-5090-6064-1. Dostupné z: doi:10.1109/MFI.2017.8170443
- [42] TUMER, Irem a Anupa BAJWA. A survey of aircraft engine health monitoring systems. In: *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit* [online]. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999, s. - [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: doi:10.2514/6.1999-2528
- [43] BOLLER, C. Next generation structural health monitoring and its integration into aircraft design. *International Journal of Systems Science* [online]. 2010, **31**(11), 1333-1349 [cit. 2021-04-21]. ISSN 0020-7721. Dostupné z: doi:10.1080/00207720050197730
- [44] NOTAY, Jasleen a Ghazanfar SAFDAR. A Wireless Sensor Network based Structural Health Monitoring System for an Airplane. *The 17th International Conference on Automation and Computing* [online]. IEEE, 2011, , 240-245 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/6084934>
- [45] QING, Xinlin, Wenzhuo LI, Yishou WANG a Hu SUN. Piezoelectric Transducer-Based Structural Health Monitoring for Aircraft Applications. *Sensors* [online]. 2019, **19**(3) [cit. 2021-04-19]. ISSN 1424-8220. Dostupné z: doi:10.3390/s19030545
- [46] SHUO, Chang a Wang YI. Integrated Vehicle Health Management Technology and Its Applications in Commerical Aviation on the accident on 1st June 2009. *2017 International Conference on Sensing, Diagnostics, Prognostics, and Control (SDPC)* [online]. IEEE, 2017, **2017**, 740-745 [cit. 2021-04-19]. ISBN 978-1-5090-4020-9. Dostupné z: doi:10.1109/SDPC.2017.145
- [47] Sensors for force measuring. In: *Marposs* [online]. [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.marposs.com/eng/product/force-sensors>
- [48] Door-surround structure using SHM. In: *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt* [online]. 2016 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.dlr.de/content/en/articles/news/2016/20160218\\_structural-health-](https://www.dlr.de/content/en/articles/news/2016/20160218_structural-health-)

monitoring-allows-detection-of-damage-to-aircraft-components-made-of-cfrp\_16761.html

- [49] VLASBLOM, Jelte. 7 Remarkable Facts About Jet Engines. In: *KLM* [online]. [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://blog.klm.com/7-remarkable-facts-about-jet-engines/>
- [50] BAKER, Alan, Nik RAJIC a Claire DAVIS. Towards a practical structural health monitoring technology for patched cracks in aircraft structure. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* [online]. 2009, **40**(9), 1340-1352 [cit. 2021-04-19]. ISSN 1359835X. Dostupné z: doi:10.1016/j.compositesa.2008.09.015
- [51] LUNDSTRÖM, Stefan. *Technical details of VDL Mode 2: Project report for TSKS03 spring 2016* [online]. [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://www.commsys.isy.liu.se/TSKS03/reports/VDL-M2.pdf>
- [52] SOUKUP, Milan. ATN Datalink: datové spojení mezi zemí a letadly. *XXVII. konference radiokomunikace 2017* [online]. Pardubice, 2017 [cit. 2021-04-19]. Dostupné z: [https://www.konferadio.cz/files/prezentace/2017/22\\_Soukup\\_ATN-Datalink.pdf](https://www.konferadio.cz/files/prezentace/2017/22_Soukup_ATN-Datalink.pdf)
- [53] VHF air-ground Digital Link (VDL) Mode 2: Technical characteristics and methods of measurement for ground-based equipment; Part 1: Physical layer and MAC sub-layer. *European Standard (Telecommunications series)* [online]. 2010 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: [https://www.etsi.org/deliver/etsi\\_en/301800\\_301899/30184101/01.03.01\\_40/en\\_30184101v010301o.pdf](https://www.etsi.org/deliver/etsi_en/301800_301899/30184101/01.03.01_40/en_30184101v010301o.pdf)
- [54] Connectivity And Network Services: ARINC Ground Operations. *Collins Aerospace* [online]. 2021 [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.collinsaerospace.com/what-we-do/Commercial-Aviation/Connectivity-And-Network-Services/Arinc-Ground-Operations>
- [55] ARINC. In: *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://en.wikipedia.org/wiki/ARINC>
- [56] SATCOM. *SKYbrary* [online]. [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.skybrary.aero/index.php/SATCOM>
- [57] Satellite communications datalink: Helping meet the current and future aviation communication needs. *EUROCONTROL* [online]. [cit. 2021-04-21]. Dostupné z: <https://www.eurocontrol.int/system/satellite-communications-datalink>
- [58] SUBPART D — TURBINE ENGINES: DESIGN AND CONSTRUCTION. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines CS-E: CS-E 510 Safety Analysis* [online]. Amendment 5. European Union Aviation Safety Agency, 2018 [cit. 2021-04-25]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-E%20Amendment%205.pdf>
- [59] HLINKA, Jiří. *Spolehlivost letadlové techniky: Základní pojmy a matematické nástroje* [online]. Prezentace v rámci předmětu OSD, 2020 [cit. 2021-05-15]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/265845/mod\\_resource/content/1/Kapitola3.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/265845/mod_resource/content/1/Kapitola3.pdf)
- [60] HLINKA, Jiří. *Spolehlivost letadlové techniky: 3.2. Spolehlivost neopravovaných systémů* [online]. Brno: Prezentace v rámci předmětu OSD, 2020 [cit. 2021-05-15]. Dostupné z: [https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/274091/mod\\_resource/content/2/Kapitola4-updated.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/274091/mod_resource/content/2/Kapitola4-updated.pdf)
- [61] HLINKA, Jiří. *Spolehlivost letadlové techniky: 1.4.2 Požadavky předpisu FAR-23 („General Aviation“)* [online]. Brno: Prezentace v rámci předmětu OSD, 2020 [cit. 2021-04-25]. Dostupné z:

[https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/262018/mod\\_resource/content/1/Kapitola1%20-%20Uvod\\_Pozadavky%20predpisu.pdf](https://moodle.vutbr.cz/pluginfile.php/262018/mod_resource/content/1/Kapitola1%20-%20Uvod_Pozadavky%20predpisu.pdf)

# SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

## Zkratky

AAC	Airline Administrative Control
ACARS	Aircraft Communication Addressing and Reporting System
ACL	ATC Clearances Service
ACM	ATC Communications Management Service
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast
AEEC	Airlines Electronic Engineering Committee
AHMS	Airborne Health Monitoring System
AI	Artificial Intelligence
AIP	Národní letecké informační publikace
AMC	ATC Microphone Check Service
AMCP	Aeronautical Mobile Communications Panel
AOC	Aeronautical Operational Control)
APU	Auxiliary Power Unit
ARINC	Aeronautical Radio, Incorporated
ATC	Air Traffic Control
ATN	Aeronautical Telecommunications Network
CPDLC	Controller-Pilot Data Link Communications
CVJ	Centrální vyhodnocovací jednotka
CVR	Cockpit Voice Recorder
DCL	Departure Clearance
DFDR	Digital Flight Data Recorder
DLIC	Data Link Initiation Capability
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ECAM	The Electronic Centralized Aircraft Monitoring
EEPROM	Elektricky programovatelná paměť
EGT	Teplota výfukových plynů (Exhaust Gas Temperature)
EHM	Engine Health Monitoring
EICAS	The Engine Indication and Crew Alerting System)
EMS	Engine Monitoring System
ETA	Estimated Time of Arrival
FAA	Federal Aviation Administration
FD	Flight Director
FDAC	Flight Data Acquisition Card
FDAU	Flight Data Acquisition Unit
FDEP	Flight Data Entry Panel
FDIU	Flight Data Interface Unit
FDR	Flight Data Recorder
GHMS	Ground Health Monitoring System
HMS	Health Monitoring System
ICAO	International Civil Aviation Organization
ITU	Mezinárodní telekomunikační unie (International Telecommunication Union)
IVHM	Integrated Vehicle Health Monitoring Technology
ML	Machine Learning
MTOW	Maximální certifikovaná vzletová hmotnost (Maximum Take-off Weight)
NDI	Nondestructive inspection



NFF	No Fault Found
NOTAM	NOTice to AirMen
OLZ	Osvědčení letové způsobilosti
PZT	Piezoelektrický materiál
RUL	Remaining Useful Life
SD	Vysílač pro stahování kompletních dat
SES	Single European Sky
SHM	Structure Health Monitoring
S	Senzor
SITA	Society for Aeronautical Telecommunications
SSR	Secondary Surveillance Radar
ULB	Underwater Locator Beacon
VDL	VHF Data Link
VHF	Very High Frequency,
VZ	Vysílač varovných zpráv
WSN	Wireless Sensor Network
ZJ	Přepisovatelná záznamová jednotka

### **Symboly**

$Q(i)$	[-]	Pravděpodobnost nastoupení poruchy systému $i$
$R(i)$	[-]	Funkce bezporuchovosti systému $i$
$t$	[s]	Čas
$\lambda$	[hod <sup>-1</sup> ]	Intenzita poruch



## SEZNAM OBRÁZKŮ

Obr. 2.1 Zapisovač na kovovou fólii [4] .....	2
Obr. 2.2 Hlasový záznamník v kokpitu letounu MiG-21 [5] .....	3
Obr. 2.3 Paměťová karta polovodičového zapisovače [4] .....	3
Obr. 2.4 Schéma FDR [1].....	5
Obr. 2.5 Schéma ovládací skříňky FDR [7] .....	6
Obr. 2.6 Pouzdro letového zapisovače [18] .....	9
Obr. 2.7 Lokace CVR a FDR .....	10
Obr. 2.8 Zástavba FDR do letadla Boeing 737 [19].....	10
Obr. 2.9 Skříňka EgyptAir Let 990 [7] .....	11
Obr. 3.1 Schéma datových toků systému ACARS; (RGS Remote Ground Station – vzdálená pozemní základna, CMU Control Management Unit – Hlavní jednotka, AMSS Amplitude Modulation Signalling System – Přenosový systém založený na amplitudové modulaci) [26] .....	13
Obr. 3.2 Terminál CPDLC [30] .....	14
Obr. 3.3 ADS-B systém [36].....	16
Obr. 3.4 Časová osa tradičního a HMS přístupu oprav [40] .....	17
Obr. 3.5 Schéma principu systému monitorujícího technický stav [40] .....	18
Obr. 3.6 ECAM displej [30].....	20
Obr. 3.7 Rozmístění senzorů v palivových nádržích [44].....	22
Obr. 3.8 Rozmístění senzorů na křídle [44] .....	22
Obr. 3.9 Topologie strukturálního monitorování technického stavu [44].....	23
Obr. 3.10 Konfigurace vrstvy senzorů [45].....	24
Obr. 3.11 Základní prvky HMS [46], [47], [48], [49].....	25
Obr. 3.12 Varianty monitorování stavu opravené trhliny [50].....	26
Obr. 3.13 Kompozitní záplata s tenzometry na potahu křídla [50] .....	26
Obr. 4.1 Znázornění datových toků mezi letadly a pozemními základnami [52] .....	27
Obr. 5.1 Mapa Letu 1 .....	35
Obr. 5.2 Mapa Letu 2 .....	35
Obr. 5.3 Mapa Letu 3 .....	36
Obr. 5.4 Mapa Letu 4 .....	36
Obr. 5.5 Parametry kompresoru a turbíny letu 3.....	37
Obr. 5.6 Parametry motorů a palivové soustavy Letu 1 .....	38
Obr. 5.7 Parametry hydraulické soustavy Letu 2 .....	39
Obr. 5.8 Výšková data Letu 1 .....	40
Obr. 5.9 Rychlostní data Letu 1 .....	40
Obr. 5.10 Složky zrychlení Letu 1 .....	41
Obr. 5.11 Úsek záznamu parametrů kompresoru Letu 3.....	42
Obr. 5.12 Úsek záznamu parametrů motoru Letu 1 .....	42
Obr. 5.13 Počáteční úsek záznamu parametrů oleje Letu 2 .....	43
Obr. 5.14 Koncový úsek záznamu parametrů oleje Letu 2 .....	43
Obr. 5.15 Porovnání vibrací a otáček motorů Letu 1 .....	44
Obr. 6.1 Schéma navrženého Trend monitoring systému .....	47
Obr. 6.2 Blokový diagram bezporuchovosti .....	50
Obr. 6.3 Vyznačení podsystémů pro metodu dekompozice.....	51
Obr. 6.4 Vyznačení podsystémů pro metodu dekompozice (systém Verze 2) .....	53
Obr. 6.5 Vyznačení podsystémů pro metodu dekompozice (systém Verze 3) .....	55
Obr. 6.6 Finální schéma systému monitorujícího stav letounu .....	57



## SEZNAM TABULEK

Tab. 2.1 Evoluce FDR [3] .....	4
Tab. 2.2 Typy FDR .....	7
Tab. 2.3 Výčet požadovaných parametrů FDR [16] .....	7
Tab. 2.4 Požadavky odolnosti ochranného pouzdra FDR [10], [20].....	10
Tab. 3.1 Příklad konkrétních dat přenesených přes ACARS [28] .....	14
Tab. 3.2 Technologie monitorování SHM [45].....	23
Tab. 5.1 Vyžadované parametry chybějící v záznamu.....	31
Tab. 5.2 Zaznamenávané parametry palivové soustavy.....	32
Tab. 5.3 Zaznamenávané parametry motorové soustavy .....	32
Tab. 5.4 Zaznamenávané parametry hydraulické soustavy.....	33
Tab. 5.5 Další vybrané parametry .....	34
Tab. 6.1 Porovnání spolehlivosti verzí systému.....	58



## **SEZNAM PŘÍLOH**

- A. Soupis parametrů požadovaných předpisem ICAO Annex 6 [16]
- B. Výpis zaslaných zpráv přes ACARS při letu AF 447 [28]
- C. Tabulka zaznamenávaných parametrů a odpovídající pozice v předpisu ICAO Annex 6
- D. Tabulka zaznamenávaných údajů navíc oproti předpisu ICAO Annex 6
- E. Data Letu 1
- F. Data Letu 2
- G. Data Letu 3
- H. Data Letu 4
- CH. Skript pro získání dat ze záznamu Letu 1
- I. Sumarizované informace s doporučeními normy ASTM F3230-17 [61]

# PŘÍLOHY

## A. Soupis parametrů požadovaných předpisem ICAO Annex 6 [16]

Serial Number	Parameter	Measurement Range	Maximum sampling and recording interval (seconds)	Accuracy limits (sensor input compared to FDR read-out)	Recording resolution
1	Time (UTC when available, otherwise relative time count or GPS time sync)	24 hours	4	±0.125% per hour	1 second
2	Pressure-altitude	-300 m (-1 000 ft) to maximum certificated altitude of aircraft +1 500 m (+5 000 ft)	1	±30 m to ±200 m (±100 ft to ±700 ft)	1.5 m (5 ft)
3	Indicated airspeed or calibrated airspeed	95 km/h (50 kt) to max V <sub>so</sub> (Note 1)	1	±5%	1 kt (0.5 kt recommended)
4	Heading (primary flight crew reference)	V <sub>so</sub> to 1.2 V <sub>D</sub> (Note 2) 360°	1	±3% ±2°	0.5°
5	Normal acceleration (Note 3)	-3 g to +6 g	0.125	±1% of maximum range excluding datum error of ±5%	0.004 g
6	Pitch attitude	±75° or usable range whichever is greater	0.25	±2°	0.5°
7	Roll attitude	±180°	0.25	±2°	0.5°
8	Radio transmission keying	On-off (one discrete)	1		
9	Power on each engine (Note 4)	Full range	1 (per engine)	±2%	0.2% of full range or the resolution required to operate the aircraft
10*	Trailing edge flap and cockpit control selection	Full range or each discrete position	2	±5% or as pilot's indicator	0.5% of full range or the resolution required to operate the aircraft
11*	Leading edge flap and cockpit control selection	Full range or each discrete position	2	±5% or as pilot's indicator	0.5% of full range or the resolution required to operate the aircraft
12*	Thrust reverser position	Stowed, in transit, and reverse	1 (per engine)		
13*	Ground spoiler/speed brake selection (selection and position)	Full range or each discrete position	1	±2% unless higher accuracy uniquely required	0.2% of full range
14	Outside air temperature	Sensor range	2	±2°C	0.3°C
15*	Autopilot/auto throttle/AFCS mode and engagement status	A suitable combination of discretely	1		
16	Longitudinal acceleration (Note 3)	±1 g	0.25	±0.015 g excluding a datum error of ±0.05 g	0.004 g
Note.— The preceding 16 parameters satisfy the requirements for a Type II FDR.					
17	Lateral acceleration (Note 3)	±1 g	0.25	±0.015 g excluding a datum error of ±0.05 g	0.004 g
18	Pilot input and/or control surface position—primary controls (pitch, roll, yaw) (Note 5) (Note 6)	Full range	0.25	±2° unless higher accuracy uniquely required	0.2% of full range or as installed
19	Pitch trim position	Full range	1	±3% unless higher accuracy uniquely required	0.3% of full range or as installed
20*	Radio altitude	-6 m to 750 m (-20 ft to 2 500 ft)	1	±0.6 m (±2 ft) or ±3% whichever is greater below 150 m (500 ft) and ±5% above 150 m (500 ft)	0.3 m (1 ft) below 150 m (500 ft) 0.3 m (1 ft) + 0.5% of full range above 150 m (500 ft)
21*	Vertical beam deviation (ILS/GPS/GLS glide path, MLS elevation, IRNAV/IAN vertical deviation)	Signal range	1	±3%	0.3% of full range
22*	Horizontal beam deviation	Signal range	1	±3%	0.3% of full range



	(ILS/GPS/GLS localizer, MLS azimuth, IRNAV/IAN lateral deviation)				
23	Marker beacon passage	Discrete	1		
24	Master warning	Discrete	1		
25	Each NAV receiver frequency selection ( <i>Note 7</i> )	Full range	4	As installed	
26*	DME 1 and 2 distance (includes Distance to runway threshold (GLS) and Distance to missed approach point (IRNAV/IAN)) ( <i>Notes 7 and 8</i> )	0 – 370 km (0 – 200 NM)	4	As installed	1 852 m (1 NM)
27	Air/ground status	Discrete	1		
28*	GPWS/TAWS/GCAS status (selection of terrain display mode including pop-up display status) and (terrain alerts, both cautions and warnings, and advisories) and (on/off switch position)	Discrete	1		
29*	Angle of attack	Full range	0.5	As installed	0.3% of full range
30*	Hydraulics, each system (low pressure)	Discrete	2		0.5% of full range
31*	Navigation data (latitude/longitude, ground speed and drift angle) ( <i>Note 9</i> )	As installed	1	As installed	
32*	Landing gear and gear selector position	Discrete	4	As installed	

*Note.— The preceding 32 parameters satisfy the requirements for a Type I FDR.*

33*	Groundspeed	As installed	1	Data should be obtained from the most accurate system ±5%	1 kt
34	Brakes (left and right brake pressure, left and right brake pedal position)	(Maximum metered brake range, discretess or full range)	1		2% of full range
35*	Additional engine parameters (EPR, N <sub>1</sub> , indicated vibration level, N <sub>2</sub> , EGT, fuel flow, fuel cut-off lever position, N <sub>3</sub> )	As installed	Each engine each second	As installed	2% of full range
36*	TCAS/ACAS (traffic alert and collision avoidance system)	Discretess	1	As installed	
37*	Windshear warning	Discrete	1	As installed	
38*	Selected barometric setting (pilot, co-pilot)	As installed	64	As installed	0.1 mb (0.01 in-Hg)
39*	Selected altitude (all pilot selectable modes of operation)	As installed	1	As installed	Sufficient to determine crew selection
40*	Selected speed (all pilot selectable modes of operation)	As installed	1	As installed	Sufficient to determine crew selection
41*	Selected Mach (all pilot selectable modes of operation)	As installed	1	As installed	Sufficient to determine crew selection
42*	Selected vertical speed (all pilot selectable modes of operation)	As installed	1	As installed	Sufficient to determine crew selection
43*	Selected heading (all pilot selectable modes of operation)	As installed	1	As installed	Sufficient to determine crew selection
44*	Selected flight path (all pilot selectable modes of operation) (course/DSTRK, path angle, final approach path (IRNAV/IAN))		1	As installed	
45*	Selected Decision Height	As installed	64	As installed	Sufficient to determine crew selection
46*	EFIS display format (pilot, co-pilot)	Discrete(s)	4	As installed	

47*	Multi-function/engine/alerts display format	Discrete(s)	4	As installed	
48*	AC electrical bus status	Discrete(s)	4	As installed	
49*	DC electrical bus status	Discrete(s)	4	As installed	
50*	Engine bleed valve position	Discrete(s)	4	As installed	
51*	APU bleed valve position	Discrete(s)	4	As installed	
52*	Computer failure	Discrete(s)	4	As installed	
53*	Engine thrust command	As installed	2	As installed	
54*	Engine thrust target	As installed	4	As installed	2% of full range
55*	Computed centre of gravity	As installed	64	As installed	1% of full range
56*	Fuel quantity in CG trim tank	As installed	64	As installed	1% of full range
57*	Head up display in use	As installed	4	As installed	
58*	Para visual display on/off	As installed	1	As installed	
59*	Operational stall protection, stick shaker and pusher activation	As installed	1	As installed	
60*	Primary navigation system reference (GNSS, INS, VOR/DME, MLS, Loran C, localizer glideslope)	As installed	4	As installed	
61*	Ice detection	As installed	4	As installed	
62*	Engine warning each engine vibration	As installed	1	As installed	
63*	Engine warning each engine over temperature	As installed	1	As installed	
64*	Engine warning each engine oil pressure low	As installed	1	As installed	
65*	Engine warning each engine over speed	As installed	1	As installed	
66*	Yaw Trim Surface Position	Full range	2	±3% unless higher accuracy uniquely required	0.3% of full range
67*	Roll Trim Surface Position	Full range	2	±3% unless higher accuracy uniquely required	0.3% of full range
68*	Yaw or sideslip angle	Full range	1	±5%	0.5°
69*	De-icing and/or anti-icing systems selection	Discrete(s)	4		
70*	Hydraulic pressure (each system)	Full range	2	±5%	100 psi
71*	Loss of cabin pressure	Discrete	1	±5%	
72*	Cockpit trim control input position, Pitch	Full range	1	±5%	0.2% of full range or as installed
73*	Cockpit trim control input position, Roll	Full range	1	±5%	0.2% of full range or as installed
74*	Cockpit trim control input position, Yaw	Full range	1	±5%	0.2% of full range or as installed
75*	All cockpit flight control input forces (control wheel, control column, rudder pedal)	Full range (±311 N (±70 lbf), ± 378 N (±85 lbf), ± 734 N (±165 lbf))	1	±5%	0.2% of full range or as installed
76*	Event marker	Discrete	1		
77*	Date	365 days	64		
78*	ANP or EPE or EPU	As installed	4	As installed	

Note.— The preceding 78 parameters satisfy the requirements for a Type IA FDR.

Notes.—

1.  $V_{So}$  stalling speed or minimum steady flight speed in the landing configuration is in Section “Abbreviations and Symbols”.
2.  $V_D$  design diving speed.
3. Refer to 6.3.1.2.11 for increased recording requirements.
4. Record sufficient inputs to determine power.
5. For aeroplanes with control systems in which movement of a control surface will back drive the pilot’s control, “or” applies. For aeroplanes with control systems in which movement of a control surface will not back drive the pilot’s control, “and” applies. In aeroplanes with split surfaces, a suitable combination of inputs is acceptable in lieu of recording each surface separately.
6. Refer to 6.3.1.2.12 for increased recording requirements.
7. If signal available in digital form.
8. Recording of latitude and longitude from INS or other navigation system is a preferred alternative.
9. If signals readily available.

## B. Výpis zaslaných zpráv přes ACARS při letu AF 447 [28]

Time of reception	Message
02:10:10	- .1/WRN/WN0906010210 221002006AUTO FLT AP OFF
02:10:16	- .1/WRN/WN0906010210 226201006AUTO FLT REAC W/S DET FAULT
02:10:23	- .1/WRN/WN0906010210 279100506F/CTL ALTN LAW
02:10:29	- .1/WRN/WN0906010210 228300206FLAG ON CAPT PFD SPD LIMIT
02:10:41	- .1/WRN/WN0906010210 228301206FLAG ON F/O PFD SPD LIMIT
02:10:47	- .1/WRN/WN0906010210 223002506AUTO FLT A/THR OFF
02:10:54	- .1/WRN/WN0906010210 344300506NAV TCAS FAULT
02:11:00	- .1/WRN/WN0906010210 228300106FLAG ON CAPT PFD FD
02:11:15	- .1/WRN/WN0906010210 228301106FLAG ON F/O PFD FD
02:11:21	- .1/WRN/WN0906010210 272302006F/CTL RUD TRV LIM FAULT
02:11:27	- .1/WRN/WN0906010210 279045506MAINTENANCE STATUS EFCS 2
02:11:42	- .1/WRN/WN0906010210 279045006MAINTENANCE STATUS EFCS 1
02:11:49	- .1/FLR/FR0906010210 34111506EFCS2 1,EFCS1,AFS,,,,,PROBE-PITOT 1X2 / 2X3 / 1X3 9DA),HARD
02:11:55	- .1/FLR/FR0906010210 27933406EFCS1 X2,EFCS2X,,,,,FCPC2 (2CE2) / WRG:ADIRU1 BUS ADR1-2 TO FCPC2,HARD
02:12:10	- .1/WRN/WN0906010211 341200106FLAG ON CAPT PFD FPV
02:12:16	- .1/WRN/WN0906010211 341201106FLAG ON F/O PFD FPV
02:12:51	- .1/WRN/WN0906010212 341040006NAV ADR DISAGREE
02:13:08	- .1/FLR/FR0906010211 34220006ISIS 1,,,,,,ISIS(22FN-10FC) SPEED OR MACH FUNCTION,HARD
02:13:14	- .1/FLR/FR0906010211 34123406IR2 1,EFCS1X,IR1,IR3,,,,ADIRU2 (1FP2),HARD
02:13:45	- .1/WRN/WN0906010213 279002506F/CTL PRIM 1 FAULT
02:13:51	- .1/WRN/WN0906010213 279004006F/CTL SEC 1 FAULT
02:14:14	- .1/WRN/WN0906010214 341036006MAINTENANCE STATUS ADR 2
02:14:20	- .1/FLR/FR0906010213 22833406AFS 1,,,,,,FMGEC1(1CA1),INTERMITTENT
02:14:26	- .1/WRN/WN0906010214 213100206ADVISORY CABIN VERTICAL SPEED

Note: The reception time given is that of the service provider's server processor

### C. Tabulka zaznamenávaných parametrů a odpovídající pozice v předpisu ICAO Annex 6

Pozice dle předpisu (viz příloha A)	Zkratka	Popis	Překlad popisu	Jednotka	Frekvence záznamu [1/s]
	A_T	Thrust automatic on	Automatický tah zapnut		1
13	ABRK	Airbrake position	Poloha vzduchové brzdy	deg	1
	ACID	Aircraft number	Číslo letadla		0.25
	ACMT	ACMS timing used T1HZ	Použité nastavení času ACMS (Aircraft Condition Monitoring System)		1
	AIL_1	Aileron position LH	Poloha křídélek vlevo	deg	1
	AIL_2	Aileron Position RH	Poloha křídélek vpravo	deg	1
2	ALT	Pressure altitude LSP	Tlaková výška	feet	4
	ALTR	Altitude rate	Vertikální rychlost	ft/min	4
39	ALTS	Selected altitude LSP	Zvolená hladina LSP	feet	1
29	AOA1	Angle of attack 1	Úhel náběhu 1	deg	4
29	AOA2	Angle of attack 2	Úhel náběhu 2	deg	4
	AOAC	Corrected angle of attack	Opravený úhel náběhu	deg	4
	AOAI	Indicated angle of attack	Indikovaný úhel náběhu	deg	4
15	APFD	AP FD status	Status směru letu autopilota		1
	APUF	APU fire warning	Varování požáru v APU		2
15	ATEN	A/T engage status	Status zapnutí automatického tahu		1
38	BAL1	Baro correct altitude LSP	Tlaková oprava výšky 1	feet	4
38	BAL2	Baro correct altitude LSP	Tlaková oprava výšky 2	feet	4
	BLAC	Body longitudinal acceleration	Podélné zrychlení tělesa	g	16
50, 51	BLV	Bleed air all valves	Ventily tlakového vzduchu od kompresoru		1
34	BPGR_1	Brake pressure LH green	Tlak v levé brzdové soustavě v pořádku	psi	1
34	BPGR_2	Brake pressure RH green	Tlak v pravé brzdové soustavě v pořádku	psi	1
34	BPYR_1	Brake pressure LH yellow	Tlak v levé brzdové soustavě varování	psi	1

34	BPYR_2	Brake pressure RH yellow	Tlak v pravé brzdové soustavě varování	psi	1
71	CALT	Cabin high altitude	Nízký tlak v kabině		1
3	CAS	Computed air-speed LSP	Vypočtená vzdušná rychlost	knots	4
	CASM	Max allowable air-speed	Maximální povolená vzdušná rychlost	knots	4
40	CASS	Selected airspeed	Zvolená vzdušná rychlost	knots	1
18	CCPC	Control column position CAPT	Pozice řídicího sloupku kapitána	counts	2
18	CCPF	Control column position F/O	Pozice řídicího sloupku druhého pilota	counts	2
43	CRSS	Selected course	Zvolený kurz	deg	1
5?	CTAC	Cross track acceleration	Zrychlení kolmé na kurz letu	g	16
18	CWPC	Control wheel position capt	Pozice beranů pilota	counts	2
18	CWPF	Control wheel position F/O	Pozice beranů druhého pilota	counts	2
31	DA	Drift angle	Úhel snosu	deg	4
77	DATE_DAY	Date (day)	Datum (den)	day	0.25
77	DATE_MONTH	Date (month)	Datum (měsíc)	month	0.25
77	DATE_YEAR	Date (year)	Datum (rok)	year	0.25
26?	DFGS	DFGS 1&2 master	Hlavní status digitálního naváděcího systému 1 a 2 (Digital Flight Guidance System)		1
	DVER_1	Database id version char 1	ID databáze 1		0.25
	DVER_2	Database id version char 2	ID databáze 2		0.25
26	DWPT	Distance to waypoint LSP	Vzdálenost do dalšího bodu trasy		1
61, 69	EAI	Engine antice all positions	Odmrazování všech motorů		1
	ECYC_1	Engine cycle 1 LSP	Cyklus motoru 1	hours	0.25
	ECYC_2	Engine cycle 2 LSP	Cyklus motoru 2	hours	0.25
	ECYC_3	Engine cycle 3 LSP	Cyklus motoru 3	hours	0.25
	ECYC_4	Engine cycle 4 LSP	Cyklus motoru 4	hours	0.25
63?	EGT_1	Exhaust gas temperature 1	Teplota výfukových plynů 1	deg	4
63?	EGT_2	Exhaust gas temperature 2	Teplota výfukových plynů 2	deg	4
63	EGT_3	Exhaust gas temperature 3	Teplota výfukových plynů 3	deg	4

63	EGT_4	Exhaust gas temperature 4	Teplota výfukových plynů 4	deg	4
	EHRS_1	Engine hours 1 LSP	Motorové hodiny 1	hours	0.25
	EHRS_2	Engine hours 2 LSP	Motorové hodiny 2	hours	0.25
	EHRS_3	Engine hours 3 LSP	Motorové hodiny 3	hours	0.25
	EHRS_4	Engine hours 4 LSP	Motorové hodiny 4	hours	0.25
18	ELEV_1	Elevator position left	Pozice výškového kormidla vlevo	deg	1
18	ELEV_2	Elevator position right	Pozice výškového kormidla vpravo	deg	1
	ESN_1	Engine serial number 1 LSP	Sériové číslo motoru 1	units	0.25
	ESN_2	Engine serial number 2 LSP	Sériové číslo motoru 2	units	0.25
	ESN_3	Engine serial number 3 LSP	Sériové číslo motoru 3	units	0.25
	ESN_4	Engine serial number 4 LSP	Sériové číslo motoru 4	units	0.25
76	EVNT	Event marker	Značka události		1
	FADF	FADEC fail all engines	FADEC selhání všech motorů		1
	FADS	FADEC status all engines	FADEC status všech motorů		1
35	FF_1	Fuel flow 1	Průtok paliva 1	lbs//hr	4
35	FF_2	Fuel flow 2	Průtok paliva 2	lbs/hr	4
35	FF_3	Fuel flow 3	Průtok paliva 3	lbs/hr	4
35	FF_4	Fuel flow 4	Průtok paliva 4	lbs/hr	4
15	FGC3	DFGS status 3	Status digitálního naváděcího systému (Digital Flight Guidance System)		1
	FIRE_1	Engine fire #1	Požár motoru 1		1
	FIRE_2	Engine fire #2	Požár motoru 2		1
	FIRE_3	Engine fire #3	Požár motoru 3		1
	FIRE_4	Engine fire #4	Požár motoru 4		1
10	FLAP	T.e. Flap position	Pozice klapky na odtokové hraně	counts	1
	FPAC	Flight path acceleration	Zrychlení rovnoběžné s kurzem letu	g	16
	FQTY_1	Fuel quantity tank 1	Množství paliva v nádrži 1	lbs	1
	FQTY_2	Fuel quantity tank 2	Množství paliva v nádrži 2	lbs	1
	FQTY_3	Fuel quantity tank 3	Množství paliva v nádrži 3	lbs	1
	FQTY_4	Fuel quantity tank 4	Množství paliva v nádrži 4	lbs	1

	FRMC	Frame counter	Čítač datových rámců		0.25
21	GLS	Glideslope deviation	Odchylka od ideální sestupové roviny	DDM	
1	GMT_HOUR	Greenwich mean time (hour)	Greenwichský střední čas (hodina)	hour	2
1	GMT_MINUTE	Greenwich mean time (minute)	Greenwichský střední čas (minuta)	minute	2
1	GMT_SEC	Greenwich mean time (second)	Greenwichský střední čas (sekunda)	second	2
28	GPWS	GPWS 1-5	Systém varování před blízkostí země 1-5		1
31, 33	GS	Ground speed LSP	Rychlost vzhledem k zemi	knots	4
43	HDGS	Selected heading	Zvolený kurz	deg	1
8	HF1	HF keying #1	Klíčování vysokofrekvenčního vysílání 1		1
8	HF2	HF keying #2	Klíčování vysokofrekvenčního vysílání 2		1
30	HYDG	Low hydraulic pressure green	Nízký hydraulický tlak - zelená		1
30	HYDY	Low hydraulic pressure yellow	Nízký hydraulický tlak - žlutá		1
25	ILSF	ILS frequency LSP	Frekvence automatického přistávacího systému		1
	IVV	Inertial vertical speed LSP	Inerční vertikální rychlost	ft/min	16
17	LATG	Lateral acceleration	Bočné zrychlení	g	4
31	LATP	Latitude position LSP	Zeměpisná šířka	deg	1
32	LGDN	Gears L&R down locked	Oba podvozky vysunuty		1
32	LGUP	Gears L&R up locked	Oba podvozky zasunuty		1
	LMOD	Lateral engage modes	Zapnutý mód stranové navigace		1
22	LOC	Localizer deviation	Odchylka polohy	DDM	1
16	LONG	Longitudinal acceleration	Podélné zrychlení	g	4
31	LONP	Longitude position LSP	Zeměpisná délka	deg	1
	MACH	Mach lsp	Machovo číslo	Mach	4
	MH	Magnetic heading LSP	Magnetický kurz	deg	4
41	MNS	Selected Mach	Zvolené Machovo číslo	mMach	1

23	MRK	Markers- inner, middle, outer	Majáky - vnitřní, střední, vnější		1
32	MSQT_1	Squat switch left main gear	Bezpečnostní vypínač levého podvozku		2
32	MSQT_2	Squat switch right main gear	Bezpečnostní vypínač pravého podvozku		2
24	MW	Master warning	Hlavní varování		1
35	N1_1	Fan speed 1 LSP	Rychlost kompresoru 1	%RPM	4
35	N1_2	Fan speed 2 LSP	Rychlost kompresoru 2	%RPM	4
35	N1_3	Fan speed 3 LSP	Rychlost kompresoru 3	%RPM	4
35	N1_4	Fan speed 4 LSP	Rychlost kompresoru 4	%RPM	4
35	N1C	N1 command LSP	Volba N1	%RPM	4
35	N1CO	N1 compensation	Kompenzace N1	%RPM	4
35	N1T	N1 target LSP	Cílová hodnota N1	%RPM	4
35, 65	N2_1	Core speed 1 LSP	Rychlost turbíny 1	%RPM	4
35, 65	N2_2	Core speed 2 LSP	Rychlost turbíny 2	%RPM	4
35, 65	N2_3	Core speed 3 LSP	Rychlost turbíny 3	%RPM	4
35, 65	N2_4	Core speed 4 LSP	Rychlost turbíny 4	%RPM	4
32	NSQT	Squat switch nose main gear	Bezpečnostní vypínač příďového podvozku		4
30, 64	OIP_1	Oil pressure 1	Tlak oleje 1	psi	1
30, 64	OIP_2	Oil pressure 2	Tlak oleje 2	psi	1
30, 64	OIP_3	Oil pressure 3	Tlak oleje 3	psi	1
30, 64	OIP_4	Oil pressure 4	Tlak oleje 4	psi	1
30	OIPL	Low oil pressure all engines	Nízký tlak oleje všechny motory		1
	OIT_1	Oil temperature 1	Teplota oleje 1	deg	1
	OIT_2	Oil temperature 2	Teplota oleje 2	deg	1
	OIT_3	Oil temperature 3	Teplota oleje 3	deg	1
	OIT_4	Oil temperature 4	Teplota oleje 4	deg	1
	PACK	Pack air conditioning all	Celková úprava vzduchu (Pressurization Air Conditioning Kit)		1
	PH	Flight phase from ACMS	Fáze letu podle ACMS (Aircraft Condition Monitoring System)		1
	PI	Impact pressure LSP	Náporový tlak	mb	2
	PLA_1	Power lever angle 1	Poloha páky plynu 1	deg	4
	PLA_2	Power lever angle 2	Poloha páky plynu 2	deg	4



	PLA_3	Power lever angle 3	Poloha páky plynu 3	deg	4
	PLA_4	Power lever angle 4	Poloha páky plynu 4	deg	4
	POVT	Pylon overheat all engines	Přehřátí pylonu všech motorů		1
	PS	Static pressure LSP	Statický tlak	inch	2
	PSA	Average static pressure LSP	Průměrný statický tlak	mb	2
	PT	Total pressure LSP	Celkový tlak	mb	2
6	PTCH	Pitch angle LSP	Úhel podélného sklonu	deg	8
19, 72	PTRM	Pitch trim position	Pozice podélného vyvážení	deg	1
59	PUSH	Stick pusher	Automatické potlačení kniplu		1
20	RALT	Radio altitude LSP	Rádiová výška	feet	8
7	ROLL	Roll angle LSP	Úhel příčného náklonu	deg	8
18	RUDD	Rudder position	Pozice směrového kormidla	deg	2
18	RUDP	Rudder pedal position	Pozice pedálu směrového kormidla	counts	2
14	SAT	Static air temperature	Statická teplota vzduchu	deg	1
59	SHKR	Stick shaker	Varovné vibrace kniplu		2
	SMKB	Animal bay smoke	Kouř v prostoru pro zvířata/nákladním prostoru		1
	SMOK	Smoke warning	varování kouře		1
	SNAP	Manual snapshot switch	Spínač manuálního uložení polohy		1
	SPL_1	Roll spoiler left	Poloha levého spoileru pro příčný sklon	deg	1
	SPL_2	Roll spoiler right	Poloha pravého spoileru pro příčný sklon	deg	1
	SPLG	Spoiler deploy green	Vysunutí spoileru ZELENÁ		1
	SPLY	Spoiler deploy yellow	Vysunutí spoileru ŽLUTÁ		1
61, 69	TAI	Tail antice on	Odmrazování ocasu zapnuto		1
	TAS	True airspeed LSP	Skutečná vzdušná rychlost	knots	4
	TAT	Total air temperature	Celková teplota vzduchu	deg	1
36	TCAS	TCAS LSP	Status TCAS		1
	TH	True heading LSP	Skutečný kurz	deg	4

		TMAG	True/mag heading select	Skutečný/magnetický zvolený kurz		1
15		TMODE	Thrust mode	Mód tahu		1
		TOCW	Takeoff conf warning	Varování vzletové konfigurace		2
		TRK	Track angle true LSP	Skutečný úhel trajektorie	deg	4
		TRKM	Track angle mag LSP	Magnetický úhel trajektorie	deg	4
		VAR_1107	Sync word for sub-frame 1	Synchronizační slovo pro datový rámec 1	<units>	0.25
		VAR_2670	Sync word for sub-frame 2	Synchronizační slovo pro datový rámec 2	<units>	0.25
		VAR_5107	Sync word for sub-frame 3	Synchronizační slovo pro datový rámec 3	<units>	0.25
		VAR_6670	Sync word for sub-frame 4	Synchronizační slovo pro datový rámec 4	<units>	0.25
8		VHF1	VHF keying #1	Kódování velmi vysoké frekvence 1		1
8		VHF2	VHF keying #2	Kódování velmi vysoké frekvence 2		1
8		VHF3	VHF keying #3	Kódování velmi vysoké frekvence 3		1
62, 35		VIB_1	Engine vibration 1	Vibrace motoru 1	in/sec	4
62, 35		VIB_2	Engine vibration 2	Vibrace motoru 2	in/sec	4
62, 35		VIB_3	Engine vibration 3	Vibrace motoru 3	in/sec	4
62, 35		VIB_4	Engine vibration 4	Vibrace motoru 4	in/sec	4
		VMODE	Vertical engage modes	Zapnutý mód výškové navigace		1
		VRTG	Vertical acceleration	Vertikální zrychlení	g	8
42		VSPS	Selected vertical speed	Zvolená vertikální rychlost	ft/min	1
61, 69		WAI_1	Inner wing deice	Odmazování vnitřní části křídla		1
61, 69		WAI_2	Outer wing antice	Odmrazování vnější části křídla		1
		WD	Wind direction true	Směr větru	deg	4
27		WOW	Weight on wheels	Hmotnost na kolech		1
		WS	Wind speed	Rychlost větru	knots	4
37		WSHR	Windshear warning	Varování před stříhem větru		1

## D. Tabulka zaznamenávaných údajů navíc oproti předpisu ICAO Annex 6

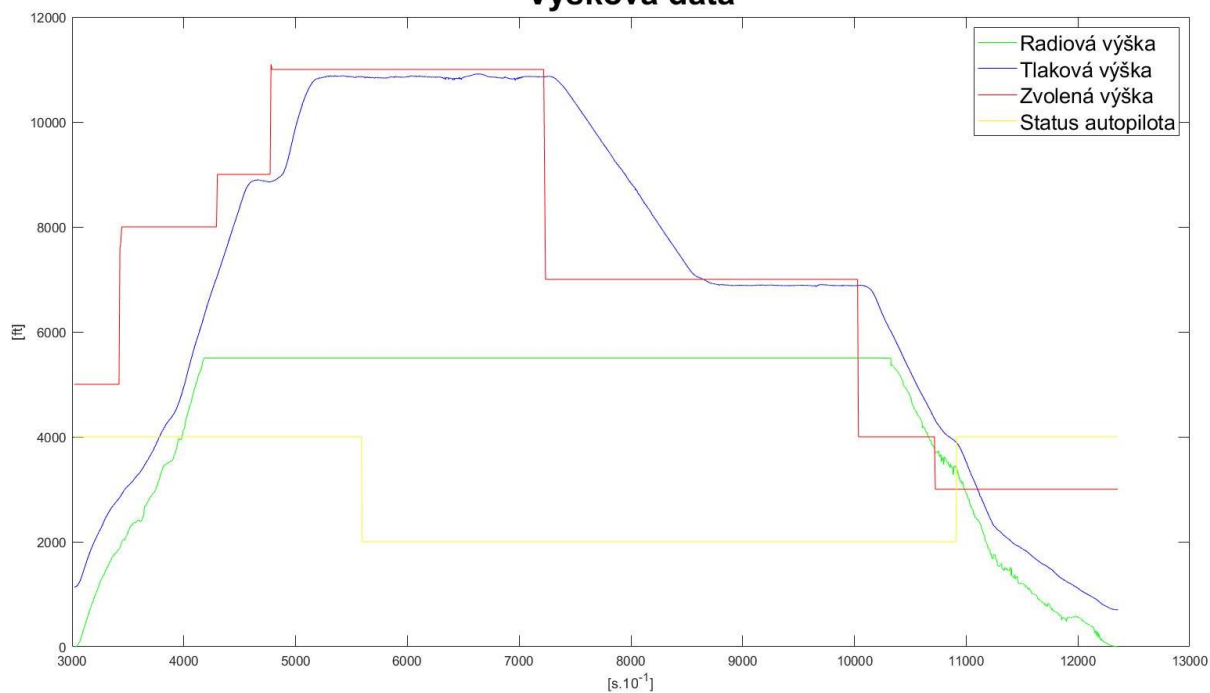
Zkratka	Popis	Překlad popisu
A_T	Thrust automatic on	Automatický tah zapnut
ACID	Aircraft number	číslo letadla
ACMT	ACMS timing used T1HZ	Použité nastavení času ACMS (Aircraft Condition Monitoring System)
AIL_1	Aileron position LH	Poloha křidélek vlevo
AIL_2	Aileron position RH	Poloha křidélek vpravo
ALTR	Altitude rate	Vertikální rychlost
AOAC	Corrected angle of attack	Opravený úhel náběhu
AOAI	Indicated angle of attack	Indikovaný úhel náběhu
APUF	APU fire warning	Varování požáru v APU
BLAC	Body longitudinal acceleration	Podélné zrychlení tělesa
CASM	Max allowable airspeed	Maximální povolená vzdušná rychlost
DVER_1	Database ID version char 1	ID databáze 1
DVER_2	Database ID version char 2	ID databáze 2
ECYC_1	Engine cycle 1 LSP	Cyklus motoru 1
ECYC_2	Engine cycle 2 LSP	Cyklus motoru 2
ECYC_3	Engine cycle 3 LSP	Cyklus motoru 3
ECYC_4	Engine cycle 4 LSP	Cyklus motoru 4
EHR_1	Engine hours 1 LSP	Motorové hodiny 1
EHR_2	Engine hours 2 LSP	Motorové hodiny 2
EHR_3	Engine hours 3 LSP	Motorové hodiny 3
EHR_4	Engine hours 4 LSP	Motorové hodiny 4
ESN_1	Engine serial number 1 LSP	Sériové číslo motoru 1
ESN_2	Engine serial number 2 LSP	Sériové číslo motoru 2
ESN_3	Engine serial number 3 LSP	Sériové číslo motoru 3
ESN_4	Engine serial number 4 LSP	Sériové číslo motoru 4
FADF	FADEC fail all engines	FADEC selhání všech motorů
FADS	FADEC status all engines	FADEC status všech motorů
FIRE_1	Engine fire #1	Požár motoru 1
FIRE_2	Engine fire #2	Požár motoru 2
FIRE_3	Engine fire #3	Požár motoru 3
FIRE_4	Engine fire #4	Požár motoru 4
FPAC	Flight path acceleration	Zrychlení rovnoběžné s kurzem letu
FQTY_1	Fuel quantity tank 1	Množství paliva v nádrži 1
FQTY_2	Fuel quantity tank 2	Množství paliva v nádrži 2
FQTY_3	Fuel quantity tank 3	Množství paliva v nádrži 3
FQTY_4	Fuel quantity tank 4	Množství paliva v nádrži 4
FRMC	Frame counter	Čítač datových rámců
IVV	Inertial vertical speed LSP	Inerční vertikální rychlost
LMOD	Lateral engage modes	Zapnutý mód stranové navigace
MACH	Mach LSP	Machovo číslo
MH	Magnetic heading LSP	Magnetický kurz
OIT_1	Oil temperature 1	Teplota oleje 1
OIT_2	Oil temperature 2	Teplota oleje 2
OIT_3	Oil temperature 3	Teplota oleje 3

OIT_4	Oil temperature 4	Teplota oleje 4
PACK	Pack air conditioning all	Celková úprava vzduchu (Pressurization Air Conditioning Kit)
PH	Flight phase from ACMS	Fáze letu podle ACMS (Aircraft Condition Monitoring System)
PI	Impact pressure LSP	Náporový tlak
PLA_1	Power lever angle 1	Poloha páky plynu 1
PLA_2	Power lever angle 2	Poloha páky plynu 2
PLA_3	Power lever angle 3	Poloha páky plynu 3
PLA_4	Power lever angle 4	Poloha páky plynu 4
POVT	Pylon overheat all engines	Přehřátí pylonu všech motorů
PS	Static pressure LSP	Statický tlak
PSA	Average static pressure LSP	Průměrný statický tlak
PT	Total pressure LSP	Celkový tlak
SMKB	Animal bay smoke	Kouř v prostoru pro zvířata/nákladním prostorem
SMOK	Smoke warning	Varování kouře
SNAP	Manual snapshot switch	Spínač manuálního uložení polohy
SPL_1	Roll spoiler left	Poloha levého spoileru pro příčný sklon
SPL_2	Roll spoiler right	Poloha pravého spoileru pro příčný sklon
SPLG	Spoiler deploy green	Vysunutí spoileru ZELENÁ
SPLY	Spoiler deploy yellow	Vysunutí spoileru ŽLUTÁ
TAS	True airspeed LSP	Skutečná vzdušná rychlost
TAT	Total air temperature	Celková teplota vzduchu
TH	True heading LSP	Skutečný kurz
TMAG	True/mag heading select	Skutečný/magnetický zvolený kurz
TOCW	Takeoff conf warning	Varování vzletové konfigurace
TRK	Track angle true LSP	Skutečný úhel trajektorie
TRKM	Track angle mag LSP	Magnetický úhel trajektorie
VAR_1107	Sync word for subframe 1	Synchronizační slovo pro datový rámec 1
VAR_2670	Sync word for subframe 2	Synchronizační slovo pro datový rámec 2
VAR_5107	Sync word for subframe 3	Synchronizační slovo pro datový rámec 3
VAR_6670	Sync word for subframe 4	Synchronizační slovo pro datový rámec 4
VMODE	Vertical engage modes	Zapnutý mód výškové navigace
VRTG	Vertical acceleration	Vertikální zrychlení
WD	Wind direction true	Směr větru
WS	Wind speed	Rychlost větru

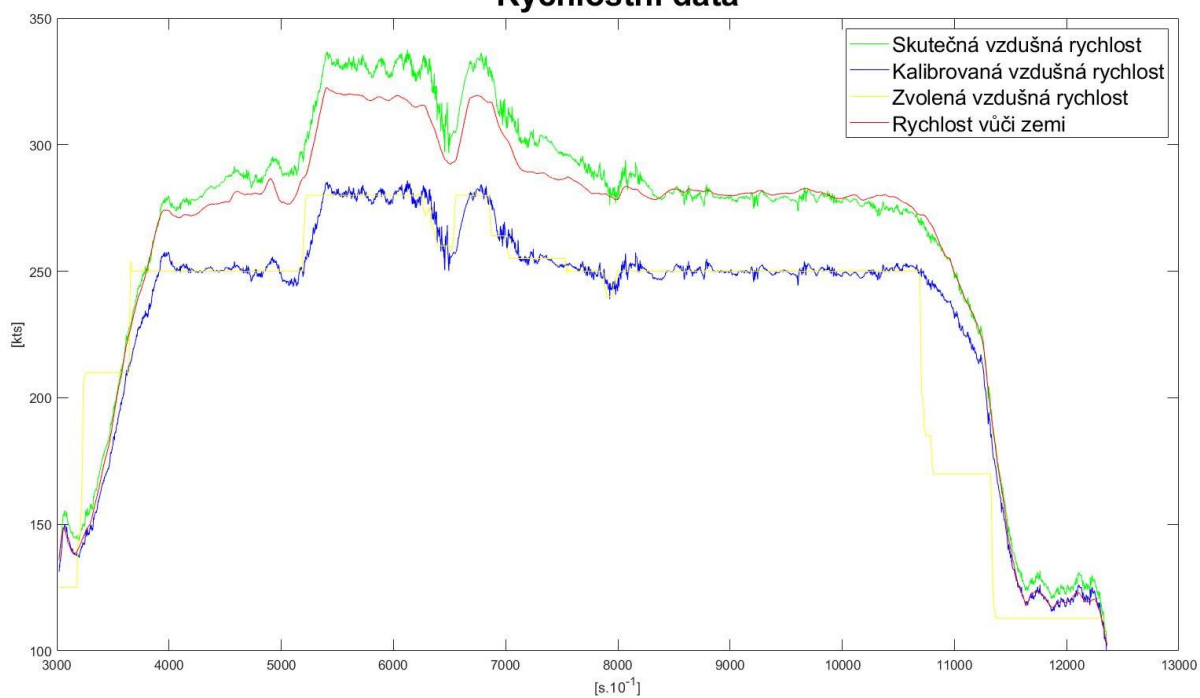
---

## E. Data Letu 1

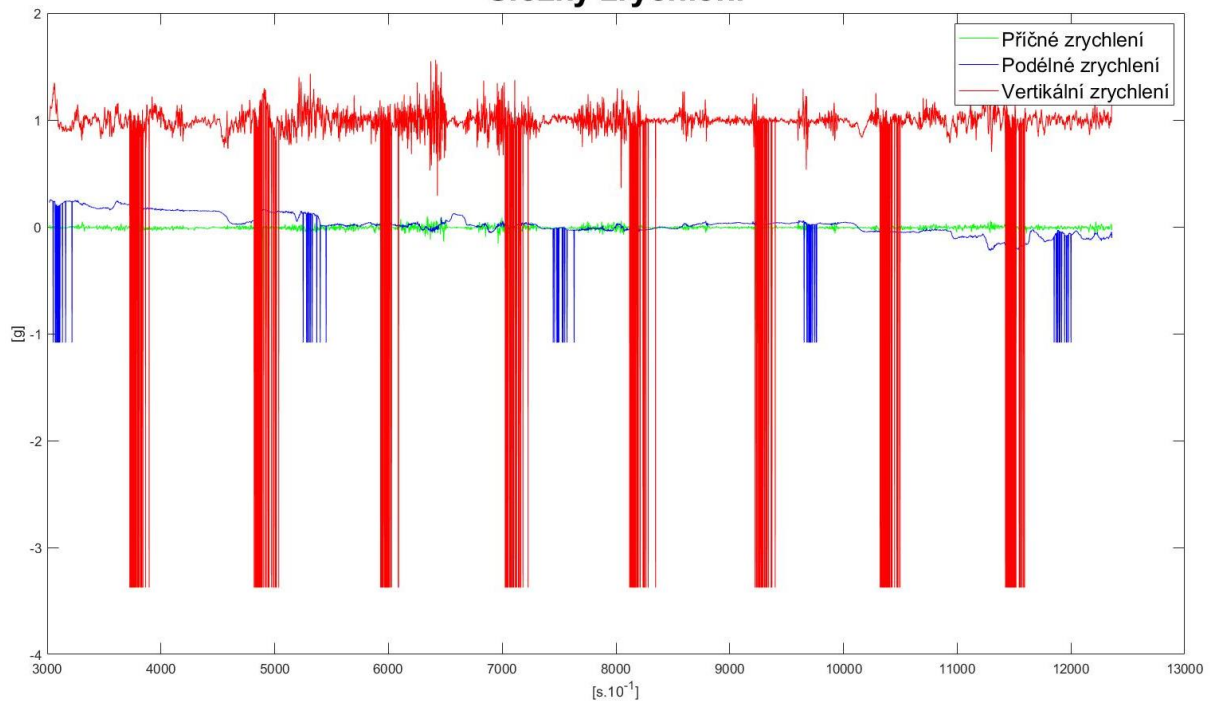
### Výšková data

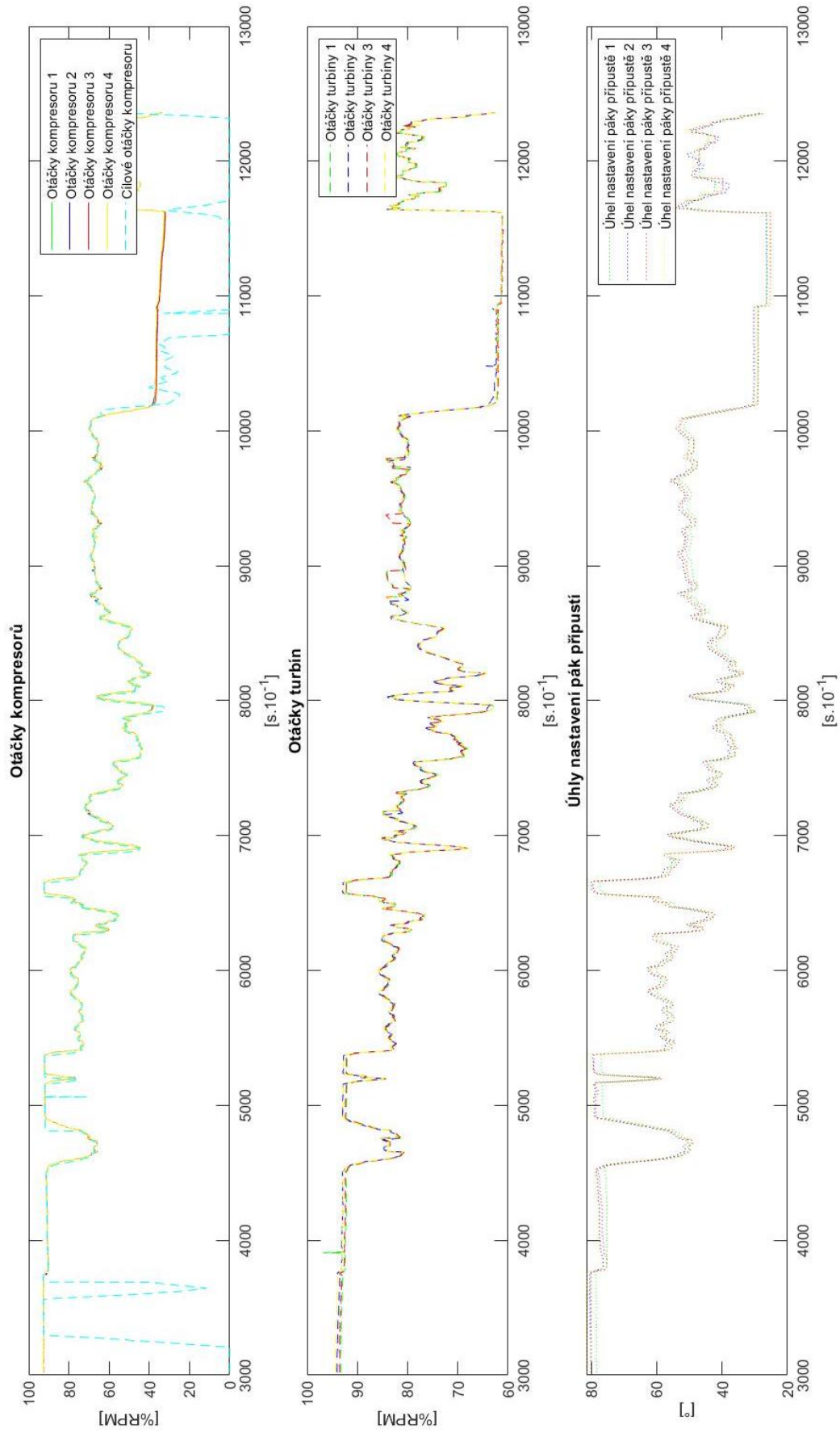


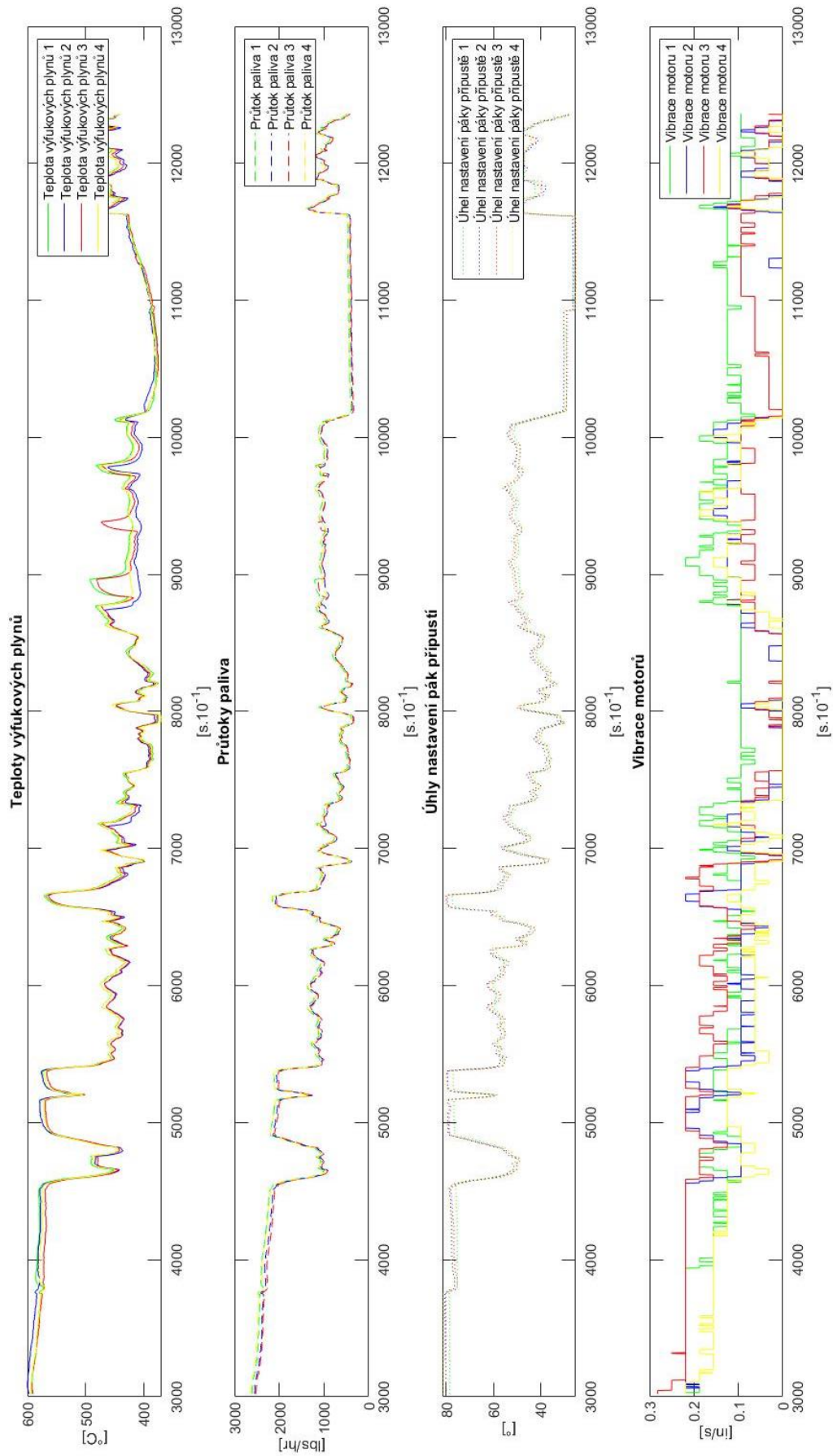
### Rychlostní data



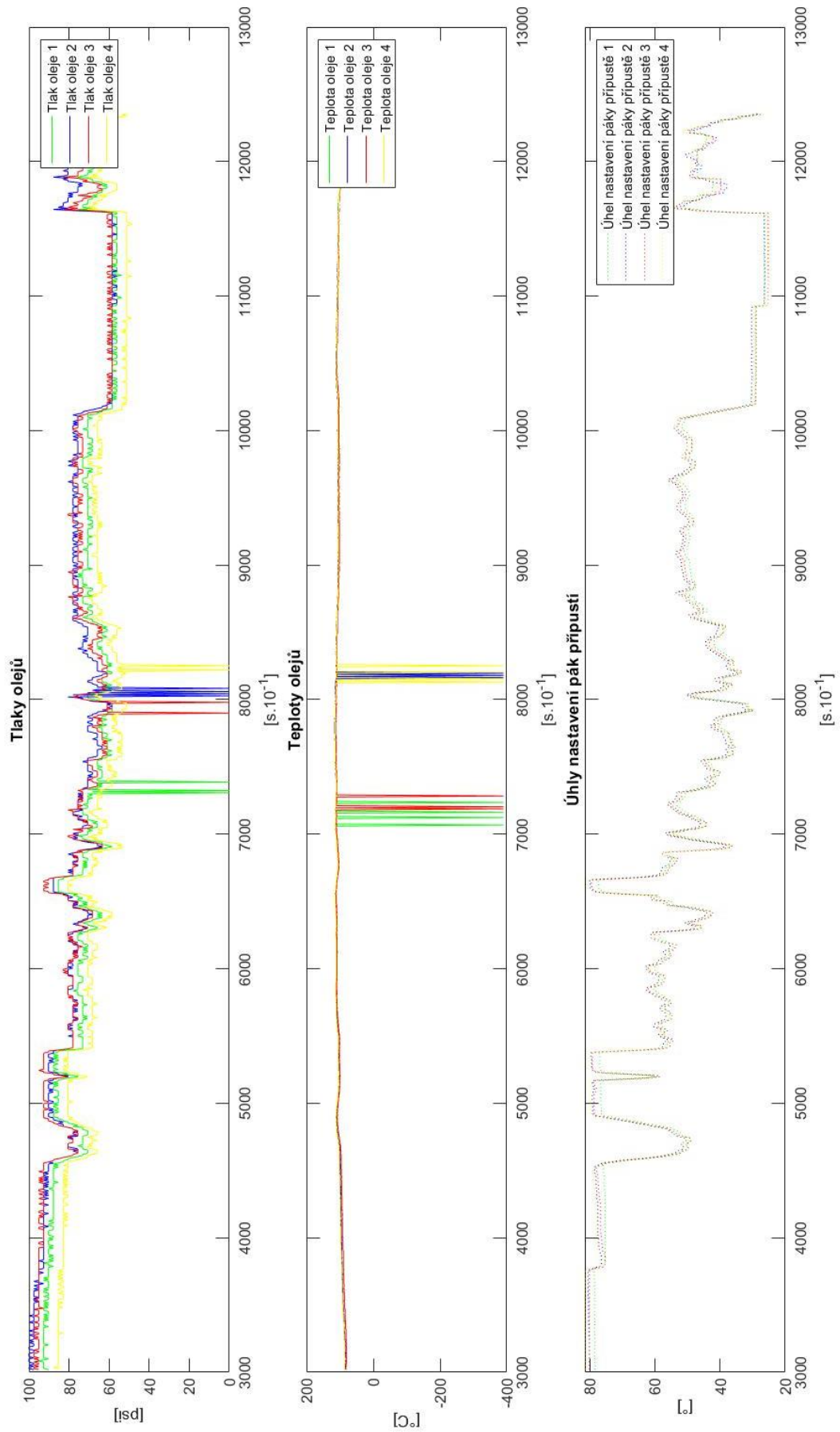
## Složky zrychlení





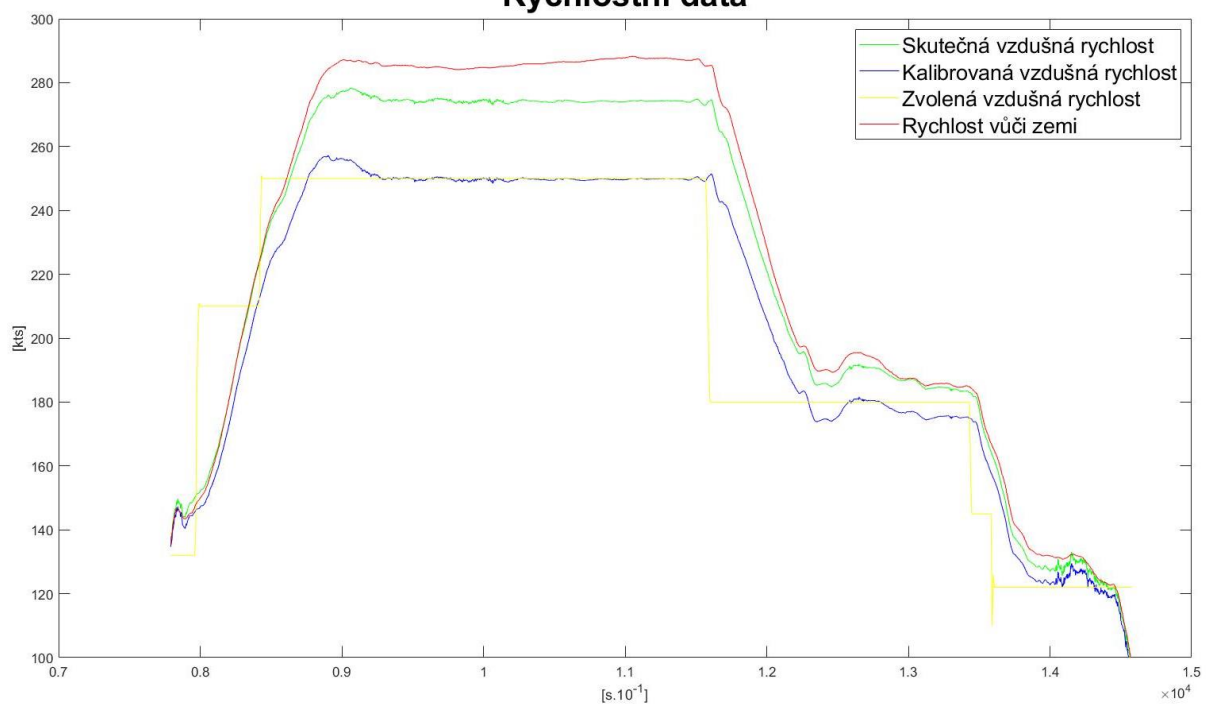




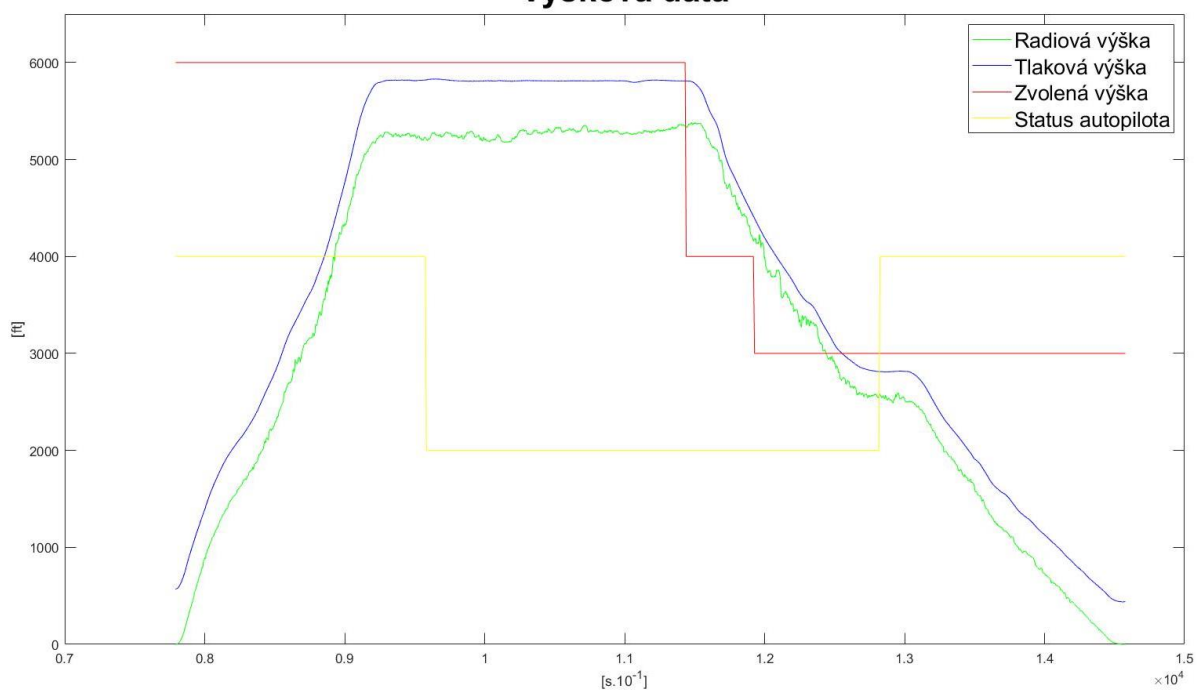


## F. Data Letu 2

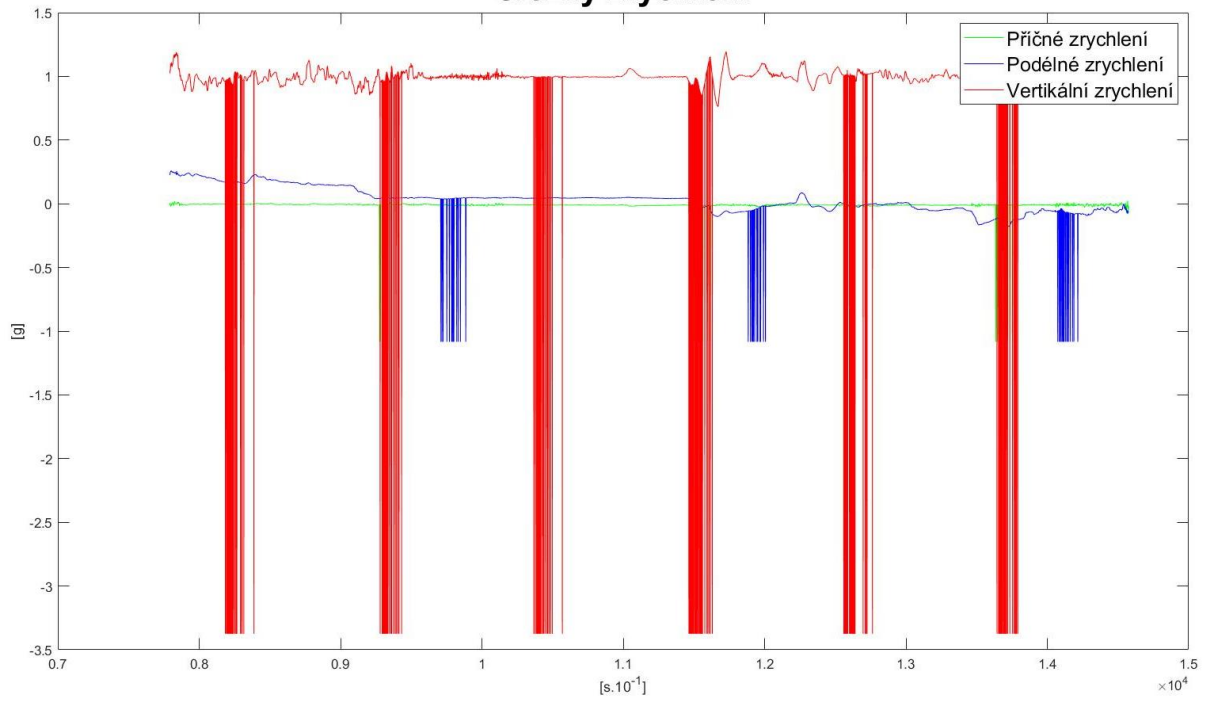
### Rychlostní data

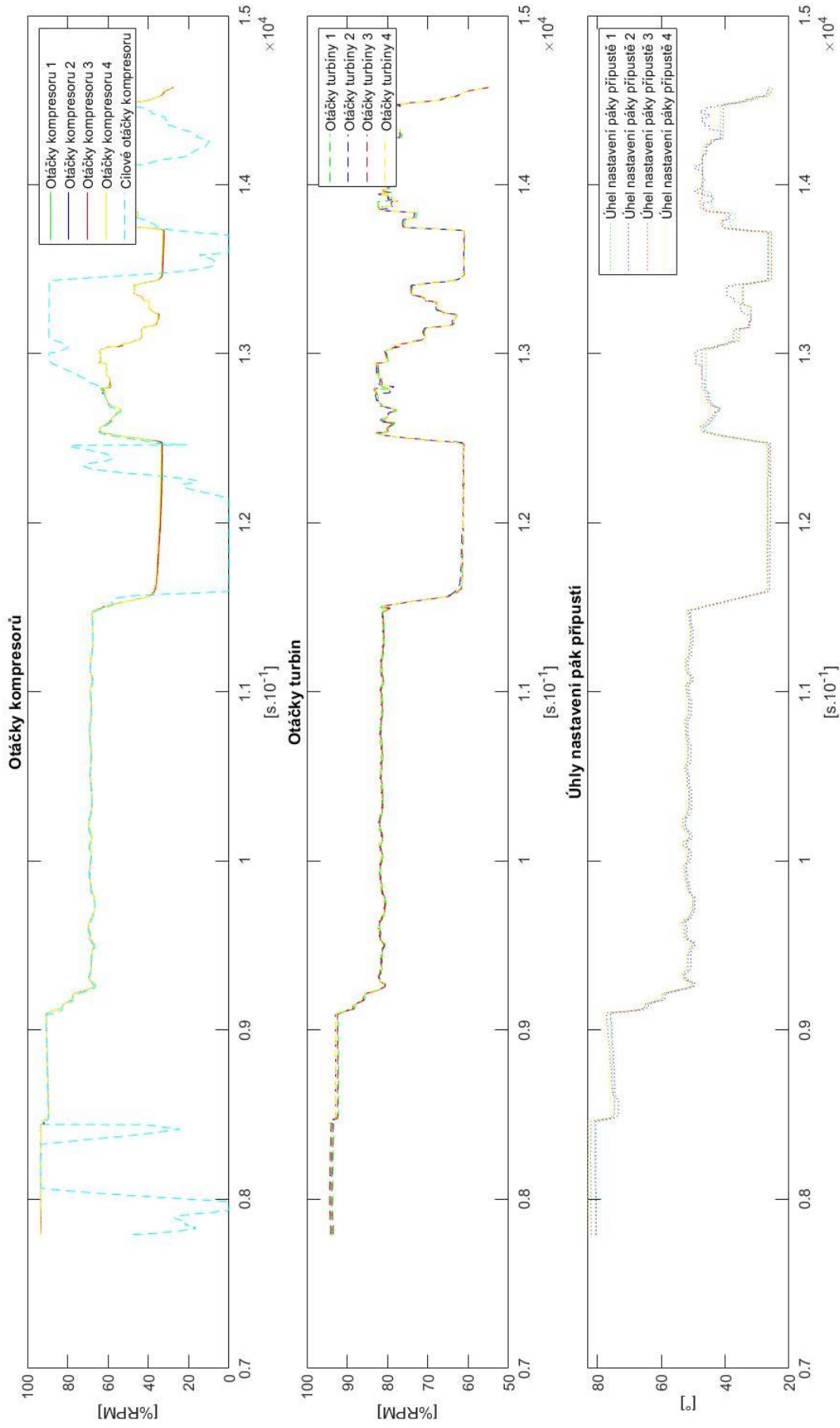


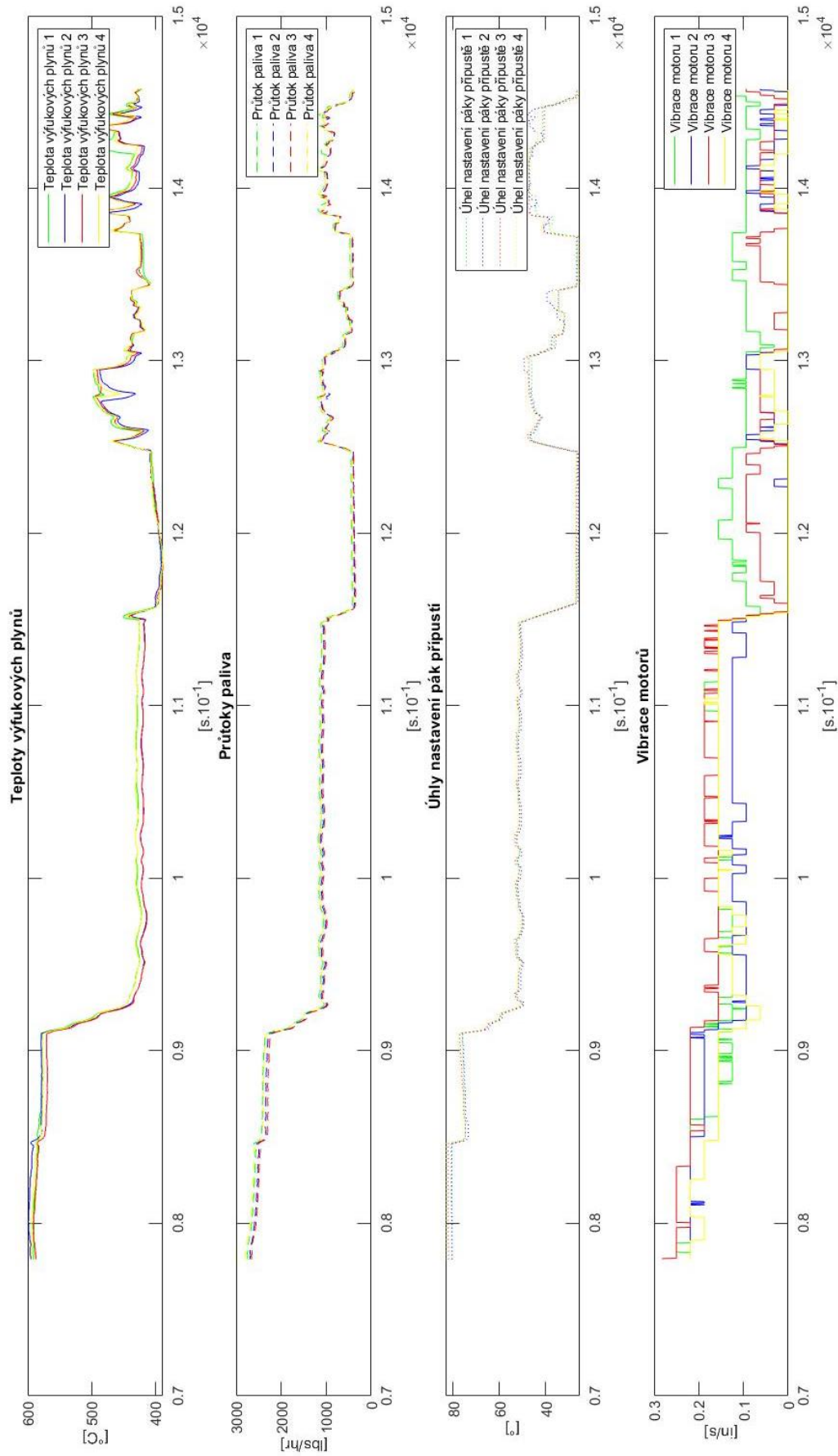
### Výšková data

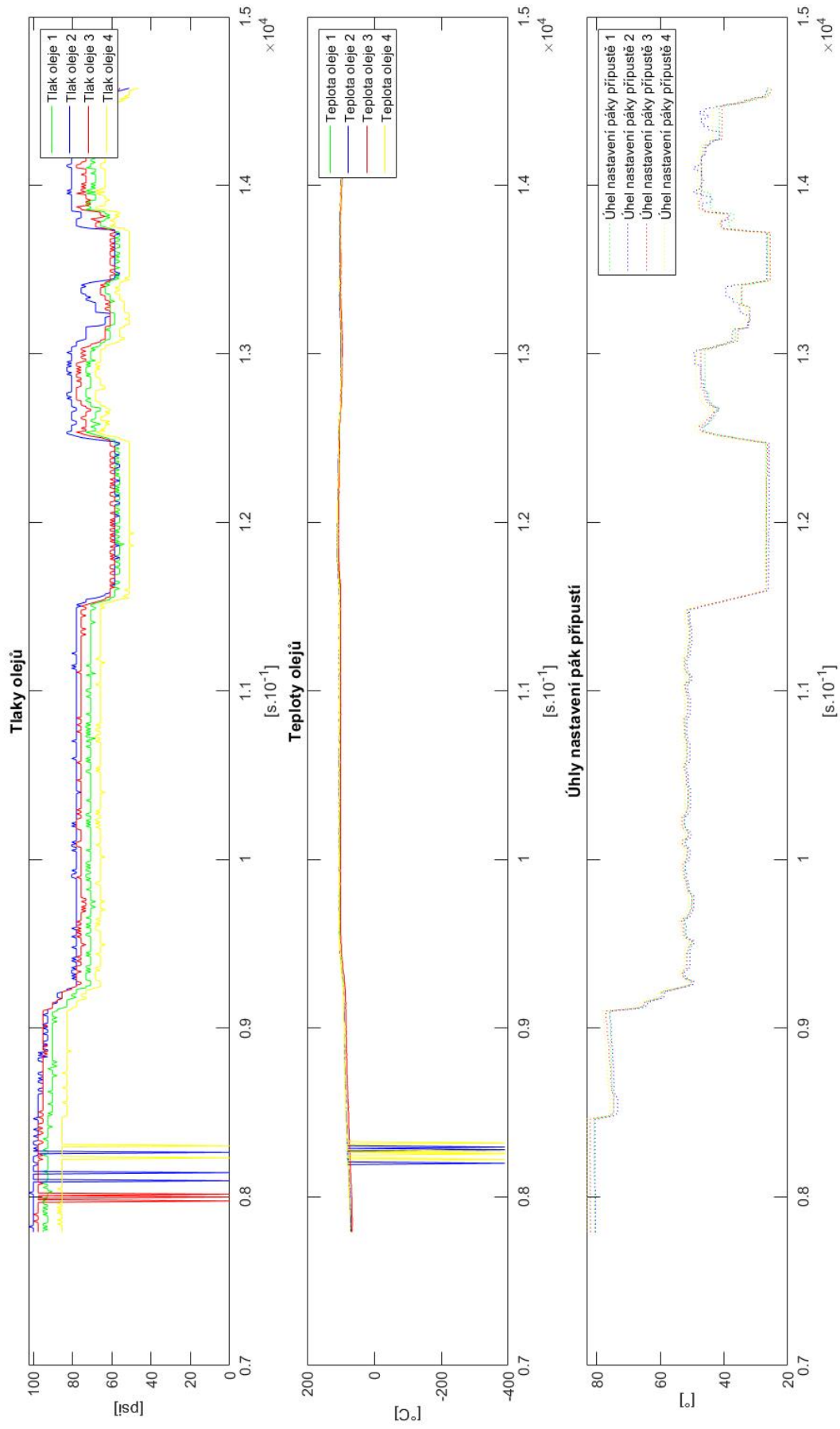


### Složky zrychlení



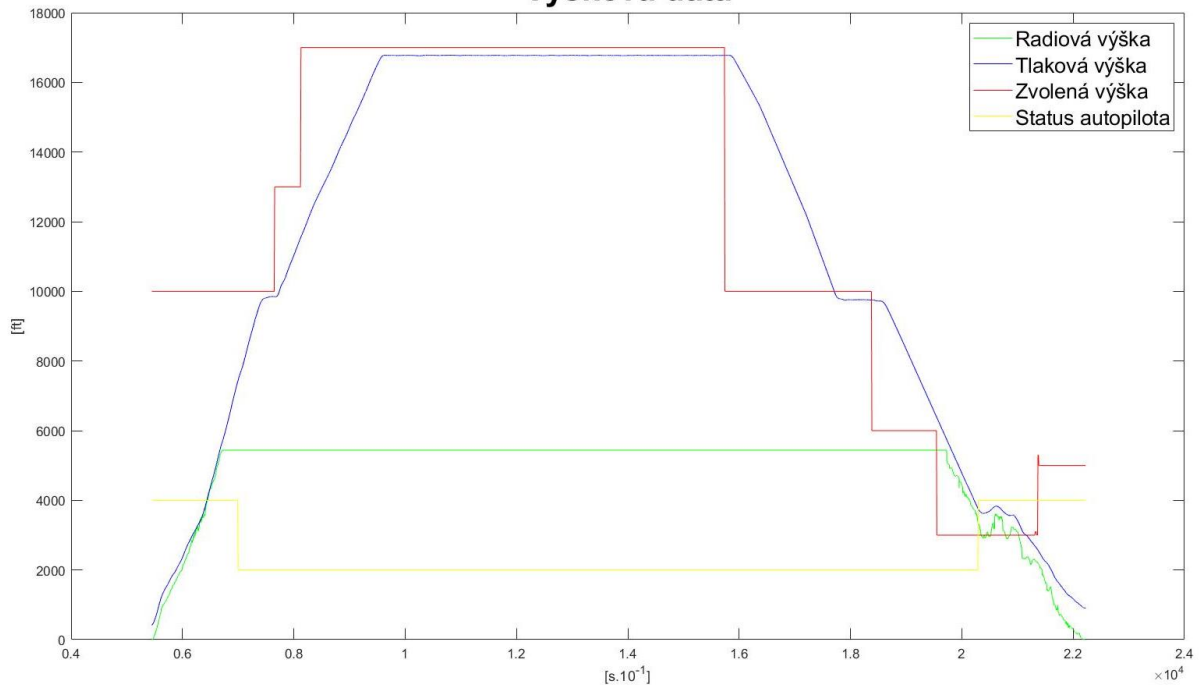




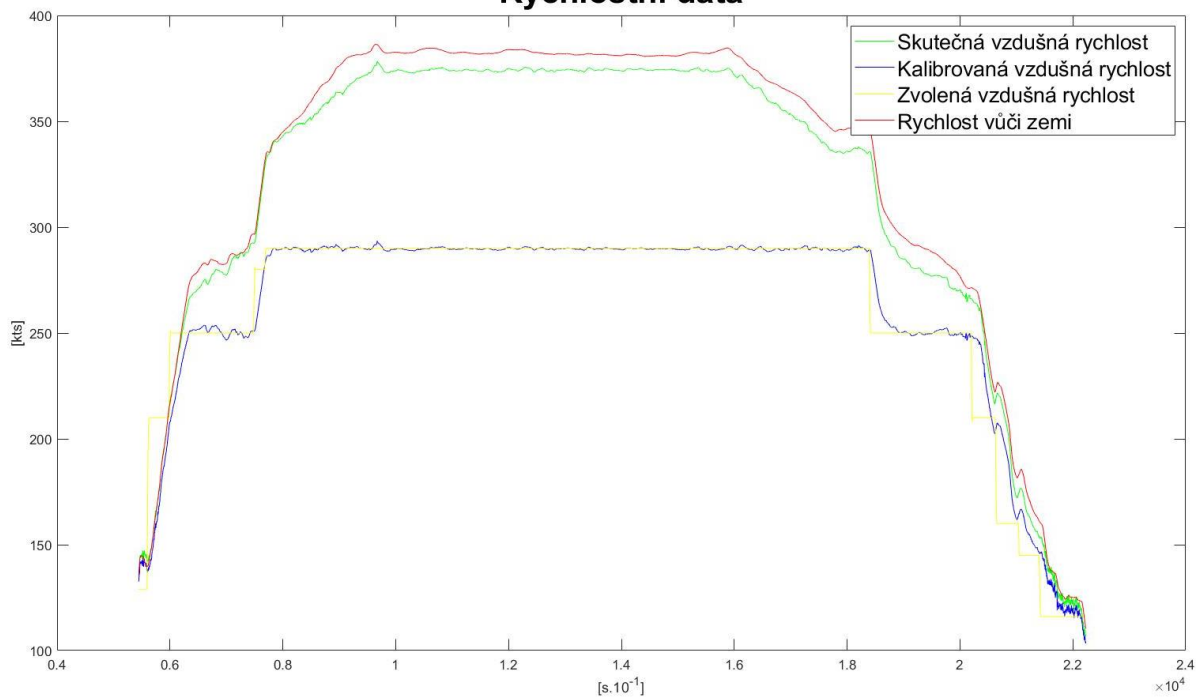


## G. Data Letu 3

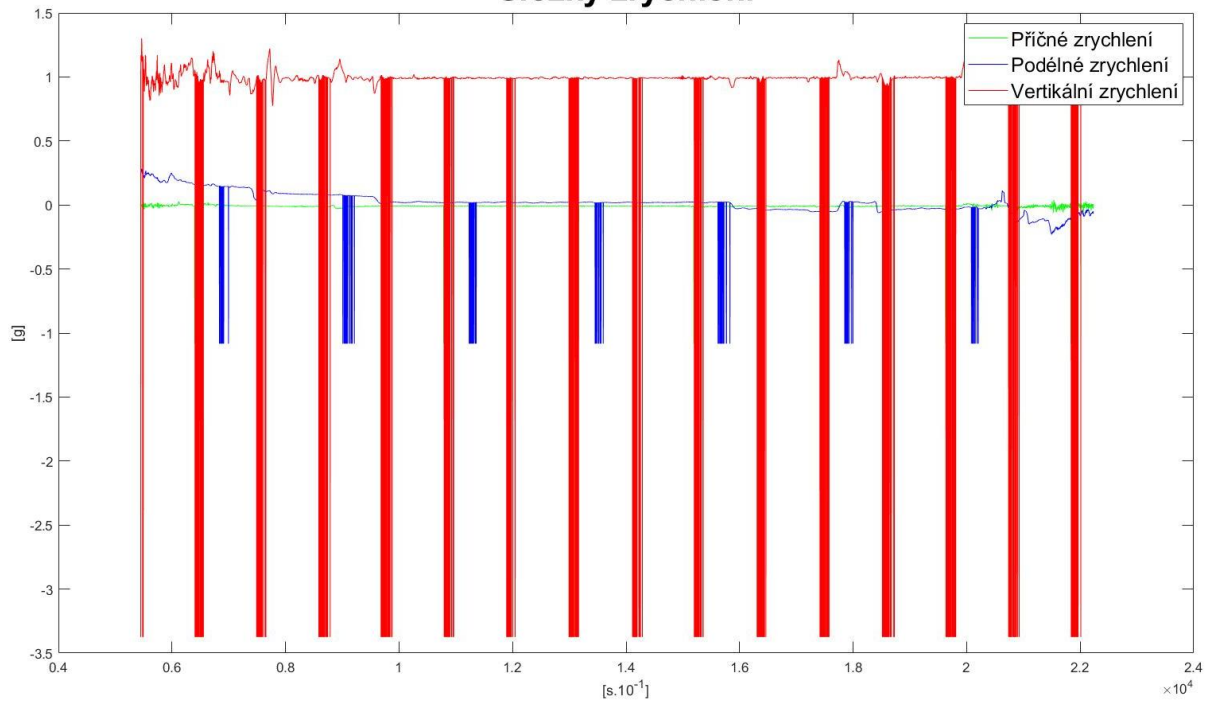
### Výšková data



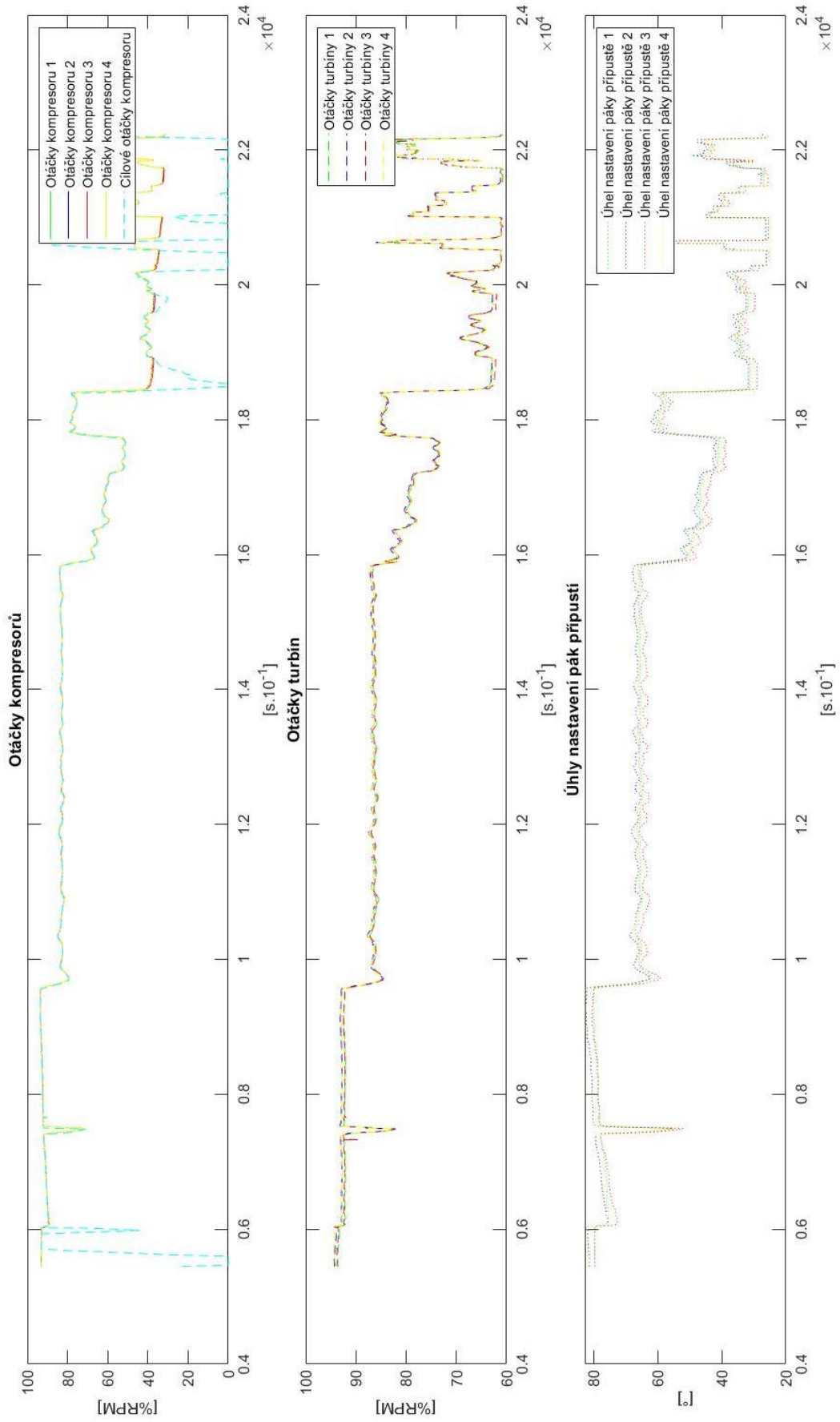
### Rychlostní data

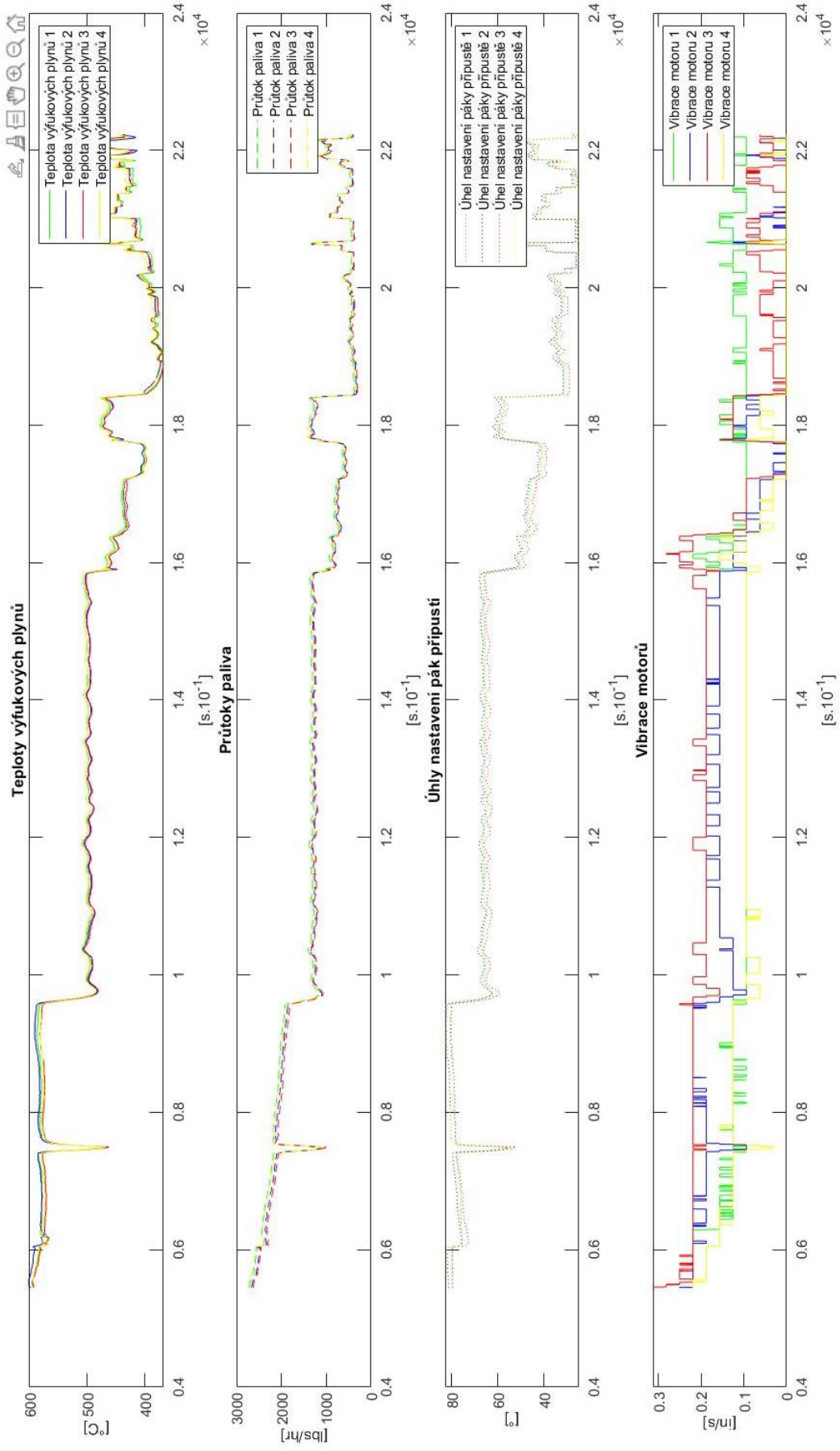


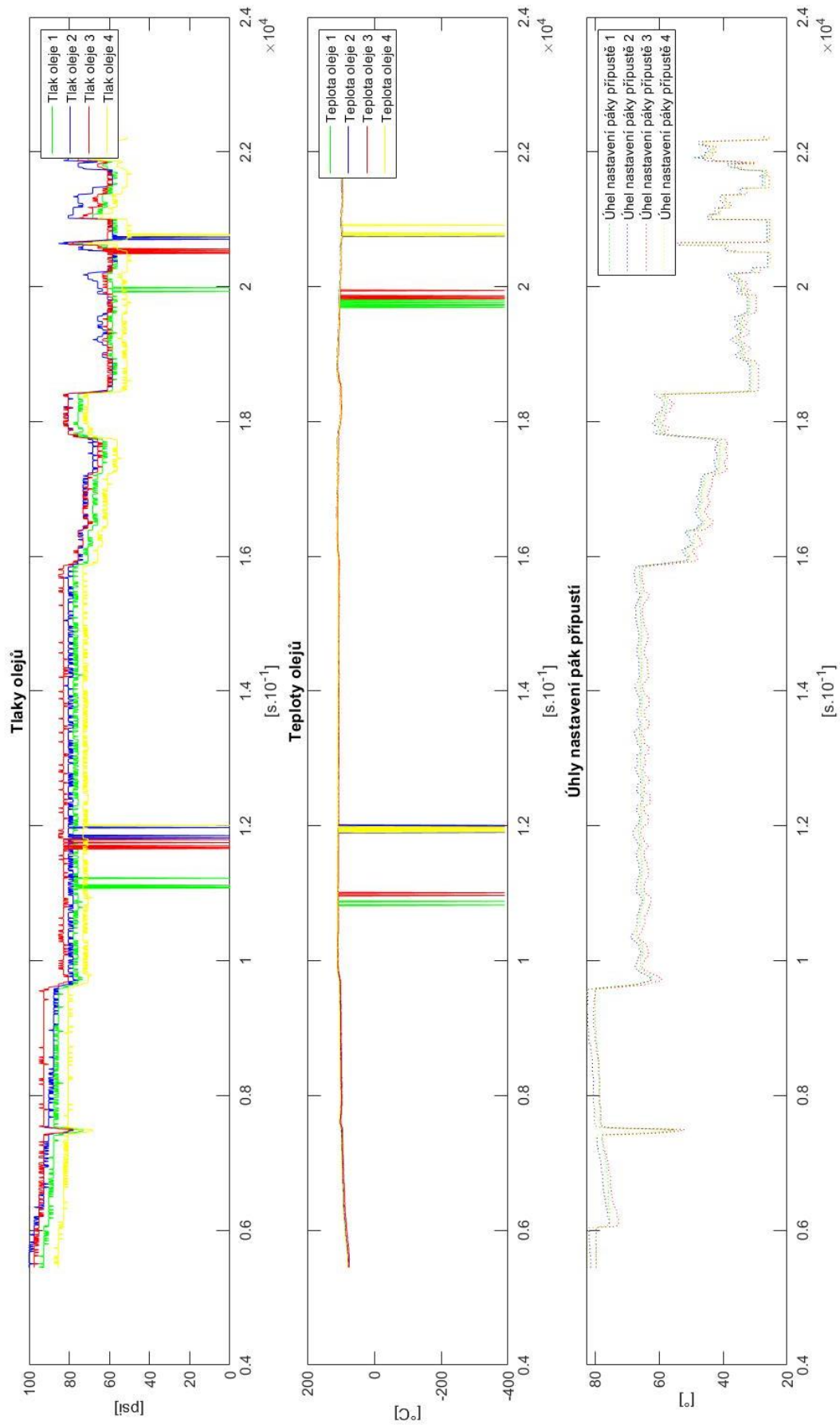
## Složky zrychlení





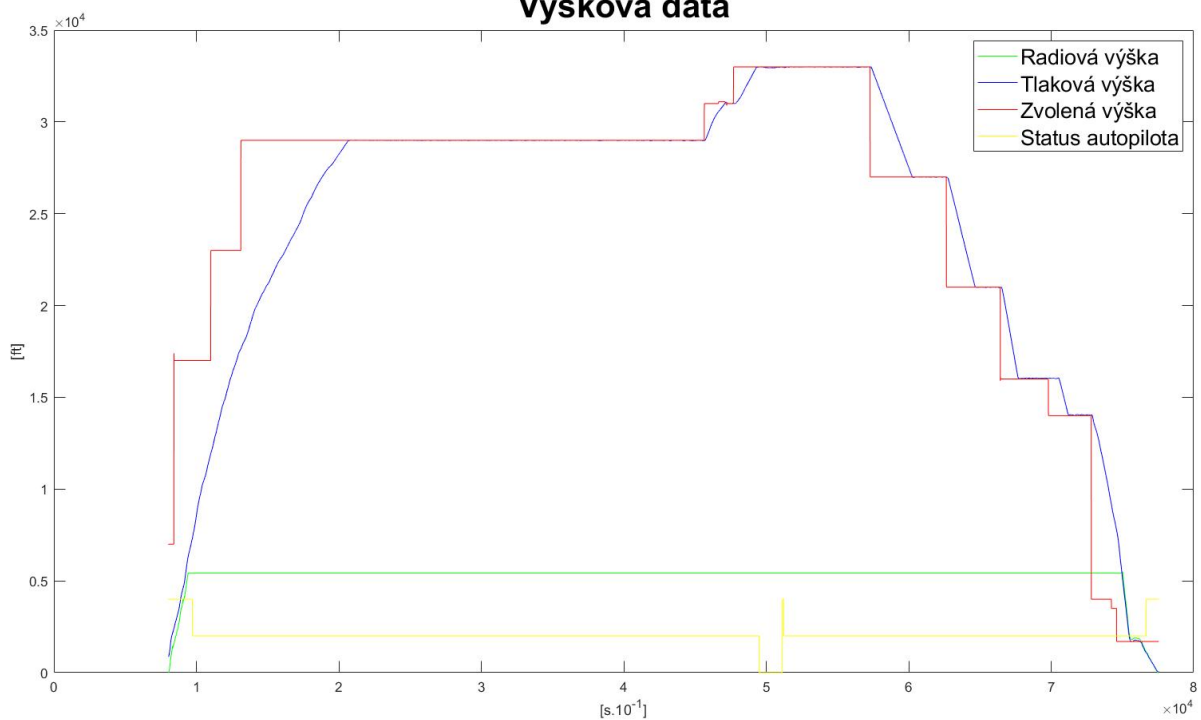




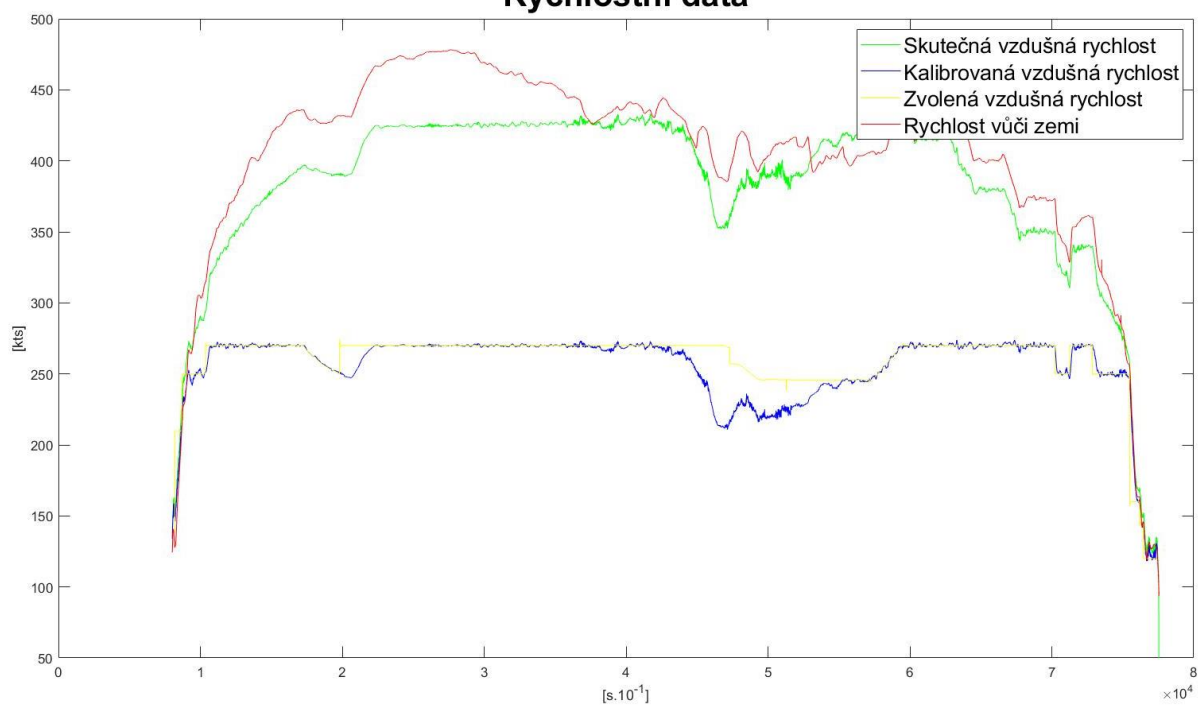


## H. Data Letu 4

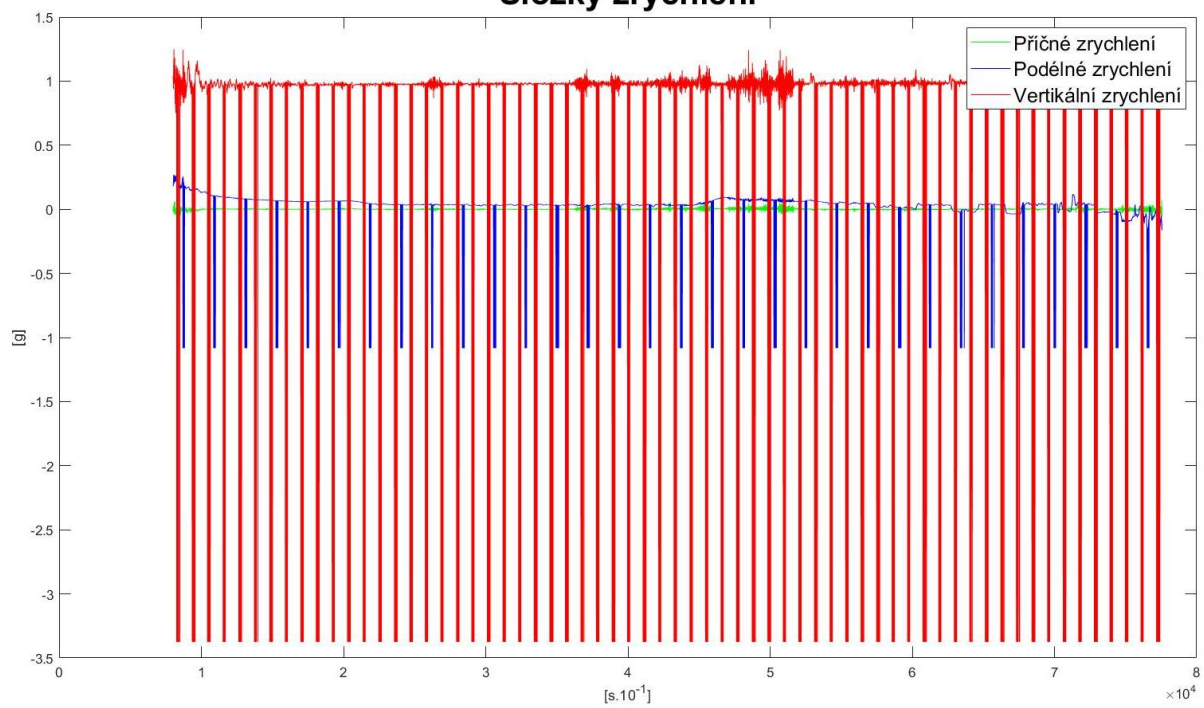
### Výšková data

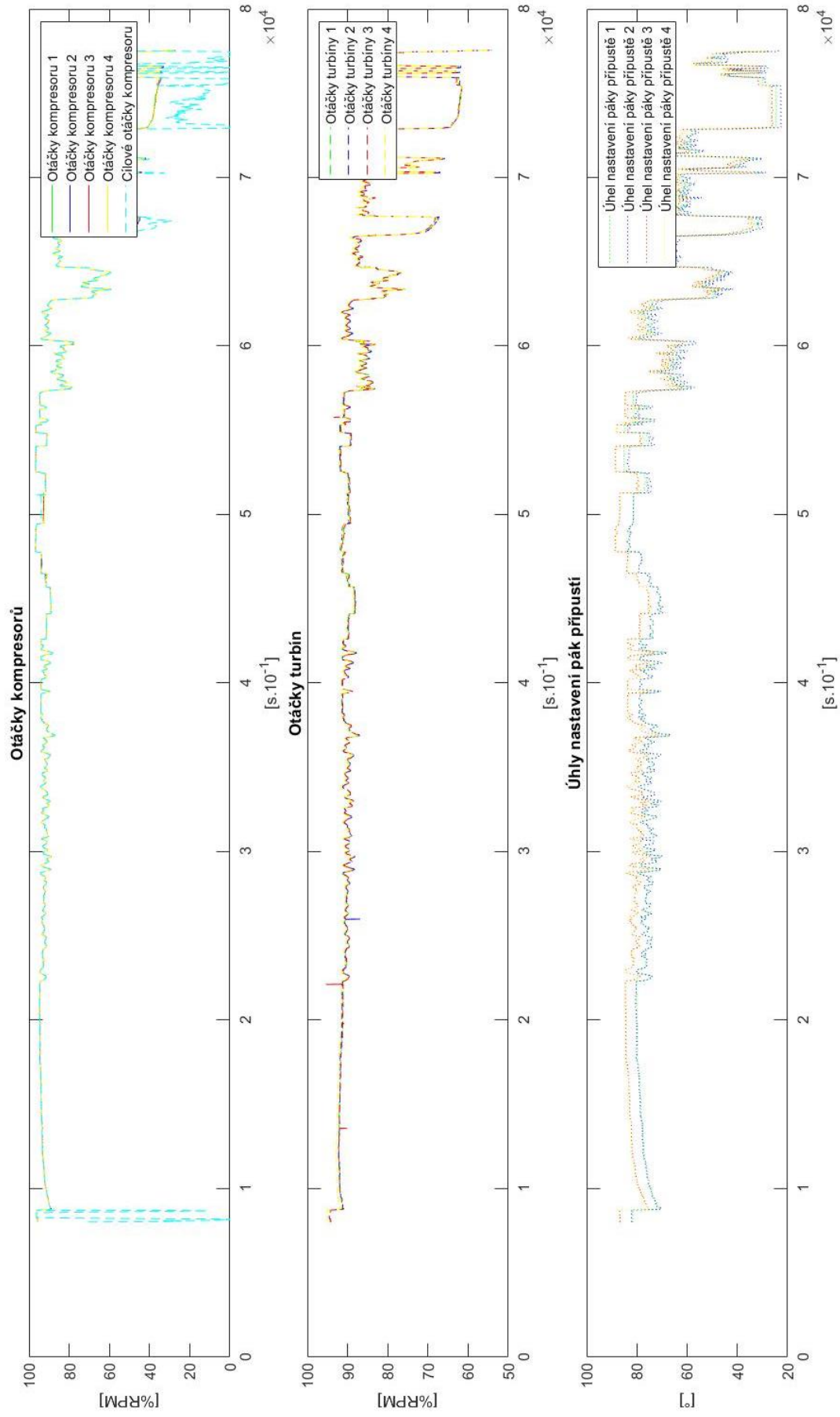


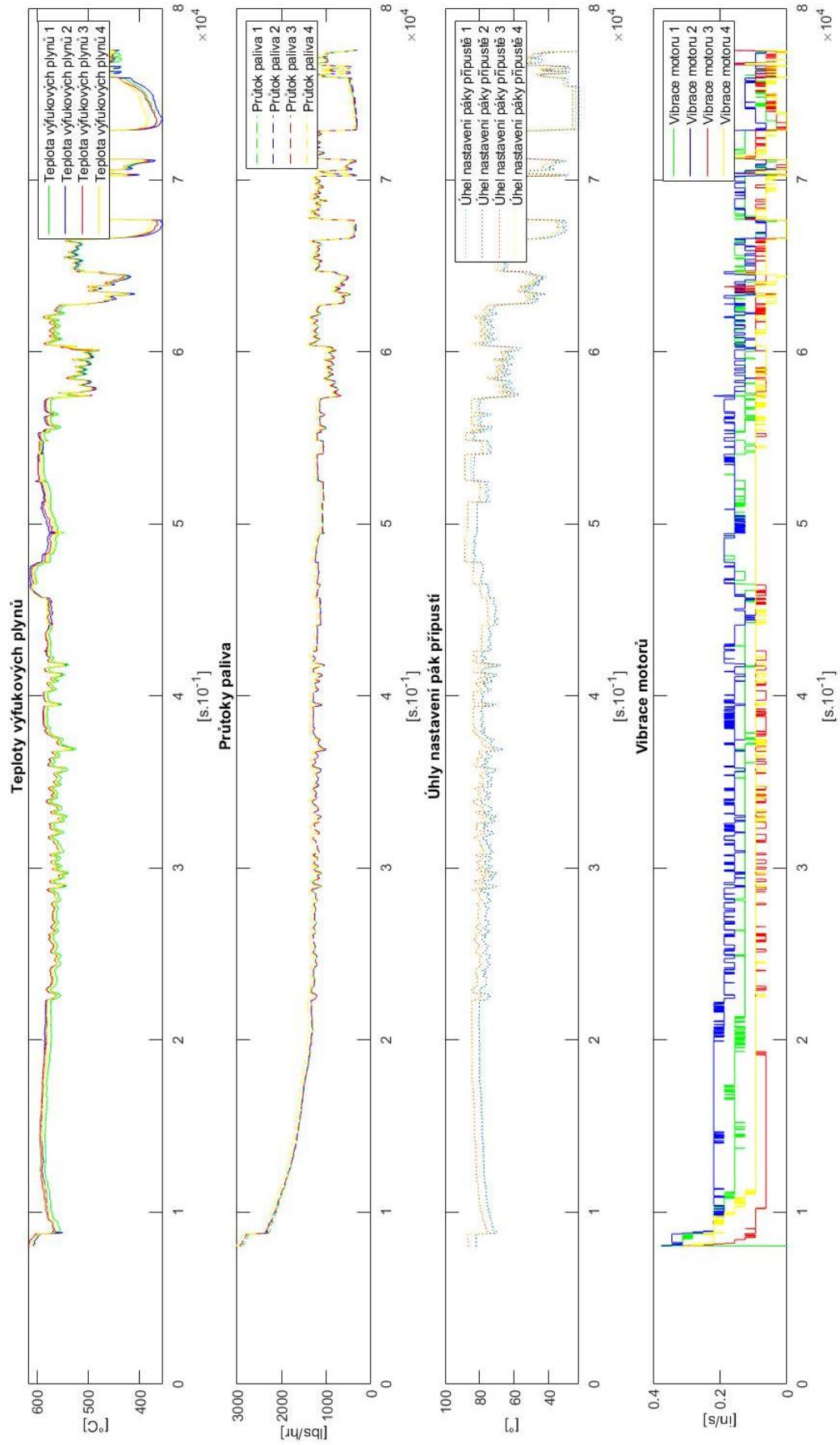
### Rychlostní data

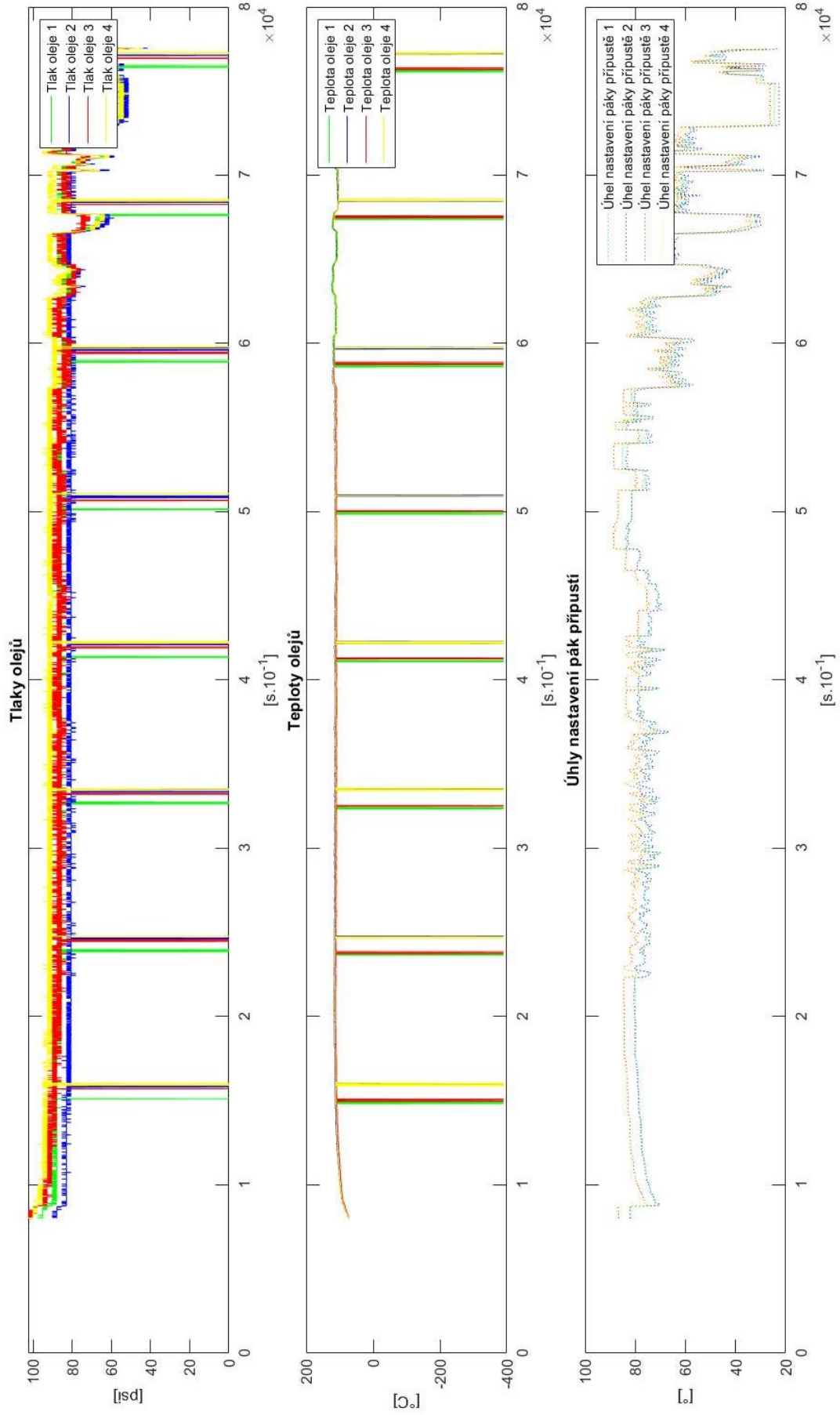


## Složky zrychlení











## CH. Skript pro získání dat ze záznamu Letu 1

```
clear all;
clc;
addpath 'C:\Users\lucys\Desktop\Tail_687_1'
load('687200104131515.mat');
fprintf ("Let byl uskutecnen dne %d. %d. %d \n", DATE_DAY.data(1),
DATE_MONTH.data(1), DATE_YEAR.data(1))
fprintf ("Let byl uskutecnen v %d: %d: %d \n", GMT_HOUR.data(1),
GMT_MINUTE.data(1), GMT_SEC.data(1))
fprintf ("Let skončil v %d: %d: %d \n",GMT_HOUR.data(4176), GMT_MINUTE.data(4176),
GMT_SEC.data(4176))

zacatek=3020; %zacatek letu, pozice v datech RALT
konec=12360;
x8=(zacatek:1:konec); %rate 8
x4=(zacatek:2:konec); %rate 4
x1=(zacatek:8:konec); %rate 1
x2=(zacatek:4:konec); %rate 2

%mapa a vysky, rychlosti
figure(1);
geoplot(LATP.data,LONP.data,'-*');
geobasemap streets;
t=title('Trasa letu');
t.FontSize=25;

figure(2);
plot(x8,RALT.data (zacatek:konec), 'g',x4,ALT.data (zacatek/2:konec/2), 'b',x1,
ALTS.data (zacatek/8+0.5:konec/8), 'r',...
x1, APFD.data (zacatek/8+0.5:konec/8).*2000, 'y')
l=legend ('Radiová výška', 'Tlaková výška', 'Zvolená výška', 'Status autopilota');
l.FontSize=16;
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[ft]');
ylim ([0,12000]);
t=title ('Výšková data');
t.FontSize=25;

figure (3);
plot (x4, TAS.data (zacatek/2:konec/2), 'g', x4, CAS.data (zacatek/2:konec/2), 'b',
x1, CASS.data (zacatek/8+0.5:konec/8), 'y',...
x4, GS.data (zacatek/2:konec/2), 'r')
l=legend ('Skutečná vzdušná rychlost', 'Kalibrovaná vzdušná rychlost', 'Zvolená
vzdušná rychlost', 'Rychlost vůči zemi');
l.FontSize=16;
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[kts]');
ylim ([100,350]);
t=title ('Rychlostní data');
t.FontSize=25;

%motory - otacky turbiny a kompresoru
figure(4);
subplot(3,1,1);
plot (x4, N1_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g-',x4, N1_2.data (zacatek/2:konec/2), 'b-
',x4, N1_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r-',...
x4, N1_4.data (zacatek/2:konec/2), 'y-', x4, N1T.data (zacatek/2:konec/2), 'c--')
legend ('Otáčky kompresoru 1', 'Otáčky kompresoru 2', 'Otáčky kompresoru 3', 'Otáčky
kompresoru 4', 'Cílové otáčky kompresoru')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[%RPM]');
title ('Otáčky kompresorů');

subplot(3,1,2);
plot (x4, N2_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g--',x4, N2_2.data (zacatek/2:konec/2), 'b-
-',x4,...
```

```

    N2_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r--', x4, N2_4.data (zacatek/2:konec/2), 'y--')
legend ('Otáčky turbíny 1', 'Otáčky turbíny 2', 'Otáčky turbíny 3', 'Otáčky turbíny
4')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[%RPM]');
title ('Otáčky turbín');

subplot(3,1,3);
plot(x4, PLA_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g:', x4, PLA_2.data (zaca-
tek/2:konec/2), 'b:', x4, PLA_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r:', ...
x4, PLA_4.data (zacatek/2:konec/2), 'y:')
legend ('Úhel nastavení páky přípustě 1', 'Úhel nastavení páky přípustě 2', 'Úhel
nastavení páky přípustě 3', 'Úhel nastavení páky přípustě 4')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[°]');
title ('Úhly nastavení pák přípustí');

% teplota vyfukovych plynu a prtok paliva
figure(5);
subplot(4,1,1)
plot(x4, EGT_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g-', x4, EGT_2.data (zacatek/2:konec/2), 'b-
', x4, EGT_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r-', ...
x4, EGT_4.data (zacatek/2:konec/2), 'y-')
legend ('Teplota výfukových plynů 1', 'Teplota výfukových plynů 2', 'Teplota výfu-
kových plynů 3', 'Teplota výfukových plynů 4')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[°C]');
title ('Teploty výfukových plynů');

subplot(4,1,2)
plot(x4, FF_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g--', x4, FF_2.data (zacatek/2:konec/2), 'b-
-', x4, ...
FF_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r--', x4, FF_4.data (zacatek/2:konec/2), 'y--')
legend('Průtok paliva 1', 'Průtok paliva 2', 'Průtok paliva 3', 'Průtok paliva 4')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[lbs/hr]');
title ('Průtoky paliva');

subplot(4,1,3)
plot(x4, PLA_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g:', x4, PLA_2.data (za-
catek/2:konec/2), 'b:', ...
x4, PLA_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r:', x4, PLA_4.data (zaca-
tek/2:konec/2), 'y:')
legend ('Úhel nastavení páky přípustě 1', 'Úhel nastavení páky přípustě 2', 'Úhel
nastavení páky přípustě 3', 'Úhel nastavení páky přípustě 4')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[°]');
title ('Úhly nastavení pák přípustí');

subplot(4,1,4)
plot(x4, VIB_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g', x4, VIB_2.data (zacatek/2:konec/2),
'b', ...
x4, VIB_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r', x4, VIB_4.data (zacatek/2:konec/2),
'y')
legend ('Vibrace motoru 1', 'Vibrace motoru 2', 'Vibrace motoru 3', 'Vibrace motoru
4')
xlabel ('[s.10^-^1]');
ylabel ('[in/s]');
title ('Vibrace motorů');

%teplota a tlak oleje
figure(6);
subplot(3,1,1)
plot(x1, OIP_1.data (zacatek/8+0.5:konec/8), 'g', x1, OIP_2.data (za-
catek/8+0.5:konec/8), 'b', ...
x1, OIP_3.data (zacatek/8+0.5:konec/8), 'r', x1, OIP_4.data (za-
catek/8+0.5:konec/8), 'y')
legend ('Tlak oleje 1', 'Tlak oleje 2', 'Tlak oleje 3', 'Tlak oleje 4')
xlabel ('[s.10^-^1]');

```

```

ylabel ('[psi]');
title ('Tlaky olejů');

subplot (3,1,2)
plot (x1, OIT_1.data (zacatek/8+0.5:konec/8), 'g', x1, OIT_2.data (za-
catek/8+0.5:konec/8), 'b', ...
      x1, OIT_3.data (zacatek/8+0.5:konec/8), 'r', x1, OIT_4.data (za-
catek/8+0.5:konec/8), 'y')
legend ('Teplota oleje 1', 'Teplota oleje 2', 'Teplota oleje 3', 'Teplota oleje 4');
xlabel ('[s.10-1]');
ylabel ('[°C]');
title ('Teploty olejů');

subplot (3,1,3)
plot (x4, PLA_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g', x4, PLA_2.data (za-
catek/2:konec/2), 'b', ...
      x4, PLA_3.data (zacatek/2:konec/2), 'r', x4, PLA_4.data (zaca-
tek/2:konec/2), 'y')
legend ('Úhel nastavení páky přípustě 1', 'Úhel nastavení páky přípustě 2', 'Úhel
nastavení páky přípustě 3', 'Úhel nastavení páky přípustě 4')
xlabel ('[s.10-1]');
ylabel ('[°]');
title ('Úhly nastavení pák přípustí');

%zrychleni
figure(7);
plot (x4, LATG.data (zacatek/2:konec/2), 'g', x4, LONG.data (zacatek/2:konec/2),
'b', x8, VRTG.data (zacatek:konec), 'r')
l=legend ('Příčné zrychlení', 'Podélné zrychlení', 'Vertikální zrychlení');
l.FontSize=15;
xlabel ('[s.10-1]');
ylabel ('[g]');
t=title ('Složky zrychlení');
t.FontSize=25;

%otacky a vibrace
figure (9);
subplot (4,1,1)
plot (x4, N1_1.data (zacatek/2:konec/2), 'g-', x4, VIB_1.data (za-
catek/2:konec/2).*200, 'r')
legend ('Otáčky kompresoru 1', 'Vibrace motoru 1')
subplot (4,1,2)
plot (x4, N1_2.data (zacatek/2:konec/2), 'g-', x4, VIB_2.data (za-
catek/2:konec/2).*200, 'r')
legend ('Otáčky kompresoru 2', 'Vibrace motoru 2')
subplot (4,1,3)
plot (x4, N1_3.data (zacatek/2:konec/2), 'g-', x4, VIB_3.data (za-
catek/2:konec/2).*200, 'r')
legend ('Otáčky kompresoru 3', 'Vibrace motoru 3')
subplot (4,1,4)
plot (x4, N1_4.data (zacatek/2:konec/2), 'g-', x4, VIB_4.data (za-
catek/2:konec/2).*200, 'r')
legend ('Otáčky kompresoru 4', 'Vibrace motoru 4')

```

## I. Sumarizované informace s doporučeními normy ASTM F3230-17 [61]

<i>Klasifikace poruchových stavů</i>	<b>Bez vlivu na bezpečnost</b>	<b>Nezávažné (Minor)<sup>1</sup></b>	<b>Závažné (Major)<sup>1</sup></b>	<b>Nebezpečné (Hazardous)</b>	<b>Katastrofické (Catastrophic)<sup>2</sup></b>
<i>Důsledek pro letadlo</i>	Žádný důsledek pro provozní schopnosti a bezpečnost	Mírné snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Významné snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Velké snížení funkčních schopností nebo rezerv bezpečnosti	Běžně zahrnuje zkázu trupu
<i>Důsledek pro cestující</i>	Nepohodlí pro cestující	Fyzické potíže pro cestující	Fyzické strádání u cestujících včetně možných zranění	Vážné nebo smrtelné zranění jednoho cestujícího	Několikanásobné smrtelné zranění cestujících
<i>Důsledek pro letovou posádku</i>	Bez důsledku pro letovou posádku	Mírný nárůst pracovního zatížení posádky nebo použití nouzových postupů	Fyzické potíže nebo značný nárůst pracovní zátěže	Fyzické strádání nebo nadměrné pracovní zatížení posádky narušuje schopnost plnit úkoly	Smrtelná zranění nebo zbavení způsobilosti
Úrovně hodnocení:	Přípustné pravděpodobnosti (za 1 letovou hodinu)				
<b>Level I</b> (max. počtem sedadel pasažérů 0-6; SRE)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-4}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-6}$
<b>Level II</b> (max. počtem sedadel pasažérů 0-6; MRE, STE, MTE)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-6}$	$< 10^{-7}$
<b>Level III (3)*</b> (max. počtem sedadel pasažérů 7-9)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-8}$
<b>Level IV (4)*</b> (max. počtem sedadel pasažérů 10-19)	Žádná požadovaná pravděpodobnost	$< 10^{-3}$	$< 10^{-5}$	$< 10^{-7}$	$< 10^{-9}$
<p>SRE - Single Reciprocating Engine - jednomotorový letoun s pístovým motorem  MRE - Multiple Reciprocating Engine - vícemotorový letoun s pístovými motory  STE - Single Turbine Engine - jednomotorový letoun s turbínovým motorem  MTE - Multiple Turbine Engine - vícemotorový letoun s turbínovými motory</p> <p>Pozn.: 1 - obvykle není požadována kvantitativní analýza pro nezávažné a závažné poruchové stavy.  2 - Na úrovni funkce celého letounu nebude mít samostatná porucha za následek vznik situace s katastrofickými následky.</p>					
<p>*Pozn.1: V tomto případě odpovídá „Úroveň hodnocení“ definované „Certifikační úrovni letounu“.  Pozn.2: V tabulce jsou oproti předpisu vynechány pasáže, které se zabývají hodnocením úrovně bezpečnosti softwaru.</p>					