



ČESKÉ VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V PRAZE

Fakulta dopravní
Ústav letecké dopravy

Spolehlivost motorů CFM56-7 a LEAP letounu Boeing 737

**CFM56-7 and LEAP Jet Engines Reliability of the Boeing 737
Aircraft**

Bakalářská práce

Studijní program: Technika a technologie v dopravě a spojích

Studijní obor: Technologie údržby letadel

Vedoucí práce: Ing. Oldřich Štumbauer

doc. Ing. Andrej Lališ, Ph.D.

Jiří Ráb

Praha 2022



K621.....Ústav letecké dopravy

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE
(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení studenta (včetně titulů):

Jiří Ráb

Studijní program (obor/specializace) studenta:

bakalářský –TUL– Technologie údržby letadel

Název tématu (česky): **Spolehlivost motorů CFM56-7 a LEAP letounu
Boeing 737**

Název tématu (anglicky): **CFM56-7 and LEAP Jet Engines Reliability of the
Boeing 737 Aircraft**

Zásady pro vypracování

Při zpracování bakalářské práce se řiďte následujícími pokyny:

- Cílem práce je porovnat spolehlivost motorů CFM56-7 a LEAP letounu Boeing 737 ve vybraných systémech.
- Analyzujte letecké motory CFM56-7 a LEAP.
- Vyberte konkrétní systémy leteckých motorů a tyto porovnejte u obou typů motorů.
- Proved'te spolehlivostní analýzu obou typů motorů s ohledem na vybrané systémy.
- Identifikujte možná provozní opatření vyplývající ze spolehlivostní analýzy.
- Navržené řešení vyhodnot'te a ověřte.



- Rozsah grafických prací: dle pokynů vedoucího bakalářské práce
- Rozsah průvodní zprávy: minimálně 35 stran textu (včetně obrázků, grafů a tabulek, které jsou součástí průvodní zprávy)
- Seznam odborné literatury: Aerospace Recommended Practice ARP4754A. Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems. SAE International, 2017.
A. Birolini. Reliability Engineering. Theory and Practice. Springer, 2017.

Vedoucí bakalářské práce: **Ing. Oldřich Štumbauer**
doc. Ing. Andrej Lališ, Ph.D.

Datum zadání bakalářské práce: **8. října 2021**
(datum prvního zadání této práce, které musí být nejpozději 10 měsíců před datem prvního předpokládaného odevzdání této práce vyplývajícího ze standardní doby studia)

Datum odevzdání bakalářské práce: **8. srpna 2022**
a) datum prvního předpokládaného odevzdání práce vyplývající ze standardní doby studia a z doporučeného časového plánu studia
b) v případě odkladu odevzdání práce následující datum odevzdání práce vyplývající z doporučeného časového plánu studia

doc. Ing. Jakub Kraus, Ph.D.
vedoucí
Ústavu Ústav letecké dopravy



doc. Ing. Pavel Hrubeš, Ph.D.
děkan fakulty

Potvrzuji převzetí zadání bakalářské práce.

Jiří Ráb
jméno a podpis studenta

V Praze dne..... 8. října 2021



Abstrakt

Předmětem bakalářské práce „Spolehlivost motorů CFM56-7 a LEAP letounu Boeing 737“ je analýza dvou leteckých motorů používaných na nejznámějších letadlech Boeing 737 NG a Boeing 737 MAX, a to motorů CFM56-7 a CFM LEAP. V rámci analýzy je vybrán konkrétní systém na pohonné jednotce a provedeno jeho porovnání mezi oběma typy motorů. Následně jsou určeny komponenty motoru vykazující četné závady. V závěru analýzy jsou pak identifikovány příčiny závad, v čem se daná technologie změnila.

Na základě vypracované analýzy jsou navržena možná opatření pro údržbu motorů, jejichž cílem je zlepšit spolehlivost komponent, předcházet výskytu poruch na motoru a minimalizovat náklady na údržbu.

Klíčová slova: B737NG, B737MAX, komplexní systém motoru, náklady na údržbu, spolehlivost, údržba motoru, závady



Abstract

The subject of the bachelor's thesis "Reliability of the CFM56-7 and LEAP engines of the Boeing 737" is the analysis of two aircraft engines used on the most famous Boeing 737 NG and Boeing 737 MAX aircraft, namely the CFM56-7 and CFM LEAP engines. As part of the analysis, a specific system on the drive unit is selected and compared between units. Subsequently, engine components exhibiting numerous defects are identified. At the end of the analysis, the causes of defects are identified, in which the given technology has changed.

Based on the developed analysis, possible measures for engine maintenance are proposed, the aim of which is to improve the reliability of components, prevent the occurrence of engine failures and minimize maintenance costs.

Keywords: B737NG, B737MAX, complex engine system, maintenance costs, reliability, engine maintenance, defects



Poděkování

Zde bych rád poděkoval všem, kteří mi poskytli pro vypracování této práce potřebné materiály a své zkušenosti. Zvláště bych chtěl poděkovat panu doc. Ing. Andreji Lališovi, Ph.D., a panu Ing. Oldřichu Štumbauerovi za odborné vedení a konzultování bakalářské práce, za rady, které mi poskytli, a za zkušenosti, jež se mnou sdíleli po dobu psaní práce. Dále bych chtěl poděkovat Ing. Karlu Mündelovi mladšímu za jeho odborné rady a zkušenosti z provozu těchto motorů a české letecké společnosti, která mi poskytla data týkající se závad.



Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem Spolehlivost motorů CFM56-7 a LEAP letounu Boeing 737 vypracoval samostatně a použil k tomu úplný výčet citací použitých pramenů, které uvádím v seznamu přiloženém k bakalářské práci.

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

Praze dne 8. srpna 2022

.....

Podpis



Obsah

Úvod	1
Teoretická část	2
1 Letecké motory	2
1.1 Jednoprúdový motor	2
1.2 Popis funkce	2
1.3 Historie.....	2
1.4 Dvouproudový motor	3
1.5 Popis funkce	3
1.6 Historie.....	4
1.7 Hvězdicový motor.....	4
1.8 Řadové motory	5
1.9 Turbovrtulový motor	6
2 Motory CFM	7
2.1 CFM56.....	7
2.1.1 CFM56-7 parametry	8
2.1.2 Ventilátor a kompresor	9
2.1.3 Kompresor	9
2.1.4 Spalovací komora	9
2.1.5 Turbína.....	10
2.2 CFM LEAP.....	10
2.2.1 Parametry motoru CFM LEAP.....	11
3 Spolehlivost	13
3.1 Druhy spolehlivosti	14
3.2 Vlastnosti objektu	15
3.3 Stavy objektu	16
3.4 Jevy a činnosti.....	17
4 Údržba letadel	18
4.1 Rozdělení údržby letadlové techniky	18
4.1.1 Traťová údržba	18
4.1.2 Těžká údržba	19
4.1.3 Generální oprava.....	19
4.2 Odstranění závad vznikajících během údržby na základně.....	21
5 Udržovatelnost	21



6	Soustavy v leteckém motoru	21
6.1	Olejová soustava	21
6.1.1	Komponenty olejového systému	22
6.1.2	Olejová nádrž	23
6.1.3	Olejové potrubí	23
6.1.4	Čerpadla	23
6.1.5	Ventily	23
6.1.6	Olejové trysky	24
6.1.7	Odstředivý odvzdušňovač	24
6.1.8	Palivo olejový výměník	25
6.1.9	Filtr	25
6.2	Palivová soustava	25
6.3	Pneumatický systém motoru	26
	Praktická část	27
7	Analýza dat	27
7.1	Výběr soustavy motoru	28
7.2	Třídění dat	28
7.3	Závady na komponentech	28
7.3.1	Electronic Engine Control	30
7.3.2	Hydromechanical unit	31
7.3.3	3D tištěná palivová tryska (3D print fuel nozzle)	32
7.4	Výpočet intenzity poruch komponent	35
7.5	Střední doba poruch	36
7.6	Výsledné zhodnocení	36
	Závěr	42
	Seznam použité literatury	44
	Přílohy	49



Seznam obrázků

Obrázek 1: Jednoprúdový motor, převzato z:[4]	3
Obrázek 2: Dvouproudový motor, převzato z:[5]	4
Obrázek 3: Hvězdíkový pístový motor Walter NZ-120, převzato z:[9]	5
Obrázek 4: Invertní motor Walter Minor 12, převzato z:[10]	6
Obrázek 5: Turbovrtulový motor, převzato z:[11]	7
Obrázek 6: Motor CFM56, převzato z:[17]	9
Obrázek 7: Motor LEAP, převzato z:[34]	12
Obrázek 8: Motor LEAP-1B na Boeing 737 MAX, převzato z:[36]	13
Obrázek 9: Spolehlivost a její prvky, převzato z:[38]	15
Obrázek 10: Klasifikace stavů objektu, převzato z:[38]	17
Obrázek 11: Cíle údržby, převzato z:[38]	18
Obrázek 12: Olejová soustava, převzato z:[43]	22
Obrázek 13: Zjednodušené schéma palivového systému motoru, převzato z:[46]	26
Obrázek 14: Schéma pneumatického systému motoru, převzato z:[49]	27
Obrázek 15: Electronic Engine Control, převzato z:[51]	30
Obrázek 16: Spojení jednotky HMU a EEC, převzato z:[52]	32
Obrázek 17: Tiskárna pro 3D tištěné palivové trysky na motor LEAP, převzato z:[55]	33
Obrázek 18: Palivová tryska pro motor LEAP, převzato z:[55]	34
Obrázek 19: Palivová tryska pro motor CFM56-7, převzato z:[56]	34



Seznam tabulek

Tabulka 1: Parametry verzí motoru CFM56-7, převzato z:[25].....	10
Tabulka 2: Verze motoru LEAP, převzato z:[34][36]	12
Tabulka 3: Verze motoru LEAP na letadlech, převzato z:[34].....	13
Tabulka 4: Počet závad na komponentech	29
Tabulka 5: Tabulka intenzity poruch $\lambda(t)$ komponentů	35
Tabulka 6: Střední doba poruch MTTF [FH] komponent.....	36



Seznam grafů

Graf 1: Vývoj závad na komponentech Boeingu 737 MAX – motor CFM LEAP	37
Graf 2: Střední doba poruchy komponent Boeingu 737 MAX – motor CFM LEAP	38
Graf 3: Vývoj závad na komponentech Boeingu 737 NG – motor CFM56-7B	39
Graf 4: Střední doba poruchy komponent u Boeingu 737 NG – motor CFM56-7B	40



Seznam příloh

Příloha 1: Spalovací komora a palivové trysky motoru CFM LEAP, převzato z: ICN-LEAP-1A-731130-B-07482-02010-A-002-01	49
Příloha 2: Electronic Engine Controls na motoru CFM LEAP, převzato z: ICN-LEAP-1A-732155-B-07482-02010-A-004-01	50



Seznam symbolů a zkratk

CFMI	CFM International	Koncept GE Aviation a Safran-Snecma
DAC	Double Annular Combustor	Dvoukomorová prstencová spalovací komora
OHV	Over Head Valve	Uspořádání ventilů umístěných v hlavě válců
FMV	Fuel Metering Valve	Dávkovací ventil paliva
HPC	High Pressure Compressor	Vysokotlaký kompresor
LPC	Low Pressure Compressor	Nízkotlaký kompresor
CMC	Ceramic Matrix Composite	Kompozity s keramickou maticí
FADEC	Full Authority Digital Engine	Digitální řízení motoru s plnou autoritou
EEC	Electronic Engine Controls	Elektronická řídicí jednotka motoru
HMU	Hydromechanical Unit	Hydromechanická řídicí jednotka
VSV	Variable Stator Vanes	Variabilní statorové lopatky
VBV	Variable Bleed Valves	Variabilní odvodušňovací ventily
TBV	Turbine Clearance Control	Řízení vůle turbíny
MCAS	Maneuvering Characteristics Augmentation System	Program stabilizace letu vyvinutý společností Boeing
HPTCC	High Pressure Turbine Clearance Control	Řízení vůle lopatek vysokotlaké turbíny
LPTCC	Low Pressure Turbine Clearance Control	Řízení vůle lopatek nízkotlaké turbíny
IDG	Integrated Drive Generator	Elektrický generátor
MEL	Minimum Equipment List	Seznam minimálního vybavení na palubě
AOG	Aircraft On Ground	Onačení pro uzemněné letadlo
AMM	Aircraft Maintenance Manual	Dokument k údržbě letadla
MTTF	Mean Time To Failure	Střední doba poruchy



Úvod

Spolehlivost motorů dnes představuje velice důležitý aspekt v letecké dopravě, a to z důvodu snahy provozovat letecké motory tisíce hodin při co nejmenší údržbě. Pokud tomu tak není, letadlo dané letecké společnosti negeneruje zisk, naopak je pro ni ztrátou. Cílem dnešních leteckých společností je letadlo uvedené do provozu maximální možnou dobu a generující maximální zisk při co nejméně nákladné údržbě.

Údržba motoru je nedílnou součástí údržby celého letadla. Motor je komplexní systém, který je nejvíce namáhaný a vyžaduje odborný servis. Náhradní díly a komponenty stojí tisíce dolarů a doba dodání ze zahraničí se pohybuje v řádech týdnů.

Tato práce je zaměřena na porovnání dvou motorů, a to motoru CFM56-7, který je používán na letadle Boeing 737 NG létajícím od roku 1997, a motoru CFM LEAP, jenž je používán na letadle Boeing 737 MAX uvedeném do provozu roku 2016. Cílem práce je tyto motory porovnat a určit systém motoru (olejový, palivový, pneumatický), jehož komponenty vykazují četné závady. V práci je zdůvodněno, proč dané komponenty tyto závady vykazují a musí být provedena jejich výměna, popřípadě údržba. Součástí práce je vyhodnocení, který motor vykazuje větší spolehlivost, a tudíž je vhodnější pro aerolinie, jež nebudou muset investovat do nákladů spojených se stáním letadla v údržbě a s výměnami drahých komponent motoru.

Ze získaných dat je provedena spolehlivostní analýza, na základě které jsou určeny komponenty vykazující nejmenší spolehlivost v systému a představující pro něj potenciální hrozbu v podobě výskytu četných závad a zneschopnění celého systému, což by vedlo ke stání letadla v údržbě a ztrátám pro aerolinii.

Dále je zdůvodněno, proč mají tyto komponenty nižší spolehlivost a v čem se změnilo oproti předchozí verzi (změněna technologie výroby komponentu atd.).

Tato bakalářská práce vznikla ve spolupráci s českým leteckým dopravcem, který pro provedenou analýzu poskytl vlastní data o údržbě daných motorů.



Teoretická část

1 Letecké motory

1.1 Jednoprúdový motor

Jednoprúdový motor, někdy také nazývaný jako turbokompresorový, je nejjednodušší turbínový motor pracující na principu Newtonova zákona o akci a reakci. Skládá se pouze z generátoru plynu a trysky. Spaliny vycházejí z motoru působí silou opačným směrem na motor, který je poháněn vpřed. [1][2]

1.2 Popis funkce

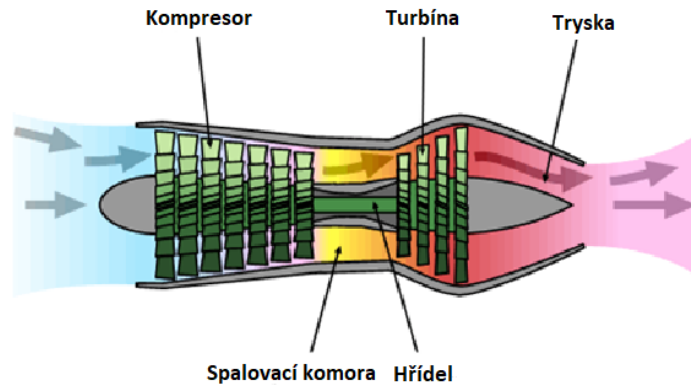
V přední části motoru se nachází vstupní ústrojí, do něhož je nasáván vzduch. Tento vzduch putuje do kompresoru, který jej stlačí, v důsledku čehož se vzduch ohřeje o určitou teplotu. Následně je přiveden do spalovací komory, v níž je do něj vstříkováno palivo do vzduchu. Po zažehnutí směsi se uvolňuje tepelná energie horkých plynů vycházejících ze spalovací komory roztáčející turbínu. Turbína je pomocí hřídele spojena s poháněním kompresoru. Ve výstupní trysce je vysoký tlak a tepelná energie se mění na kinetickou, čímž vzniká tah motoru. Vše je znázorněno na obrázku č. 1. [1][2]

1.3 Historie

První jednoprúdový motor byl vynalezen ve 30. letech 20. století, kdy na něm pracovali konstruktéři Frank Whittle ve Velké Británii na radiálním motoru a Hans von Ohain v Německu na axiálním motoru. Tento motor byl namontován do trupu letounu Gloster E.28/39, který následně 15. května 1941 poprvé vzlétl ze základny RAF Cranwell. Operačně byl motor nasazen až roku 1944 na letadle Gloster Meteor. [3]

Motory konstruované po druhé světové válce měly oboustranné radiální kompresory a neregulovatelné výstupní trysky. Nároky na jejich výkon rostly, a tak začal být používán axiální kompresor umožňující vyšší celkové stlačení. Pro dosažení výsledku je možné taky kombinovat vícestupňový axiální kompresor s radiálním kompresorem na společné hřídeli. [3]

Vojenské letouny bývají vybaveny přídatným spalováním. Leteckým palivem pro proudové motory je letecký petrolej (kerosin). Jednoprúdové motory se v dnešní době již téměř nepoužívají, nejčastější jsou motory dvouprúdové. [3]



Obrázek 1: Jednoprúdový motor, převzato z:[4]

1.4 Dvouproudový motor

Dvouproudový neboli turbodmychadlový motor je druh leteckého motoru, jenž pracuje na podobném principu jako motor proudový. Obsahuje navíc dmychadlo, které je poháněno nízkotlakou turbínou. [1][2]

1.5 Popis funkce

Vzduch zde stejně jako u jednoprúdového motoru proudí přes dmychadlo a následně je stlačen. Na rozdíl od jednoprúdového motoru jsou zde dva kanály, přičemž prvním kanálem se vzduch dostává do vysokotlaké části motoru a druhým obtokovým kanálem proudí mimo jádro motoru. Tah motoru je tvořen oběma proudy, tedy jak z obtokového kanálu, tak z kanálu primárního. Oproti jednoprúdovému motoru se při vstupu do vysokotlaké části motoru dvouproudového nachází nízkotlaký a vysokotlaký kompresor. Následuje spalovací komora, v níž dochází ke smíšení paliva se vzduchem, čímž při zážehu naroste objem plynů. Spaliny pokračují přes turbíny vysokotlakého kompresoru a dmychadla, kterým předají svoji energii. Poté opouštějí vysokotlakou část motoru a mísí se s obtokovým vzduchem, smíšením dochází ke snížení teploty výstupních plynů. Vše je znázorněno na obrázku č. 2. [1][2]

Dvouproudové motory se dělí na dvouhřídelové a tříhřídelové.

Dvouhřídelové motory obsahují dvě hřídele. Na jedné hřídeli je turbína vysokotlaká a na druhé nízkotlaká. Turbína vysokotlaká pohání pouze kompresor, protože se nachází na stejné hřídeli. Turbína nízkotlaká je napojena na druhou hřídel. [1][2]

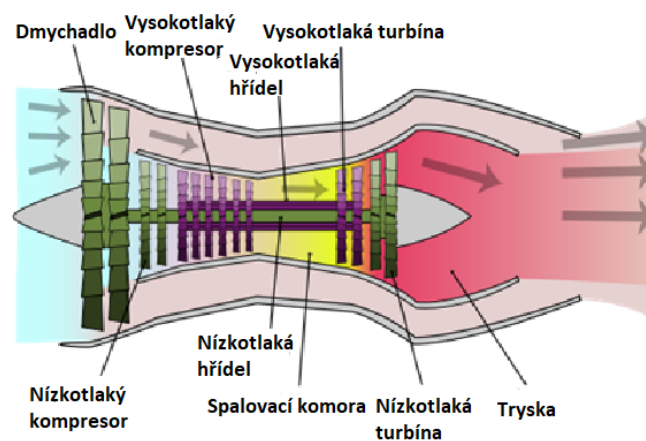
Tříhřídelové motory mají tři hřídele. Kompresor je rozdělen na vysokotlaký a nízkotlaký. K dispozici jsou, stejně jako u motoru dvouhřídelového, turbíny nízkotlaké a vysokotlaké.

Kompresor nízkotlaký je poháněn nízkotlakou turbínou na hřídeli, která se otáčí uvnitř hřídele používané pro vysokotlakou turbínu k pohonu vysokotlakého kompresoru. Tyto dvě hřídele se pohybují různými rychlostmi nezávisle na sobě. Energie zbývajících plynů se používá k pohonu třetí hřídele pro výkonovou turbínu. [1][2]

Skrz dvouproudový motor proudí výrazně více vzduchu než skrz motor jedнопroudový. Rychlost výstupních plynů je proto při stejném výkonu nižší. Z tohoto důvodu jsou dvouproudové motory obvykle méně hlučné a mají nižší spotřebu. [1][2]

1.6 Historie

První dvouproudový motor uvedený do provozu byl německý Daimler-Benz DB 670, který se poprvé vznesl do vzduchu během zkušebního letu dne 1. dubna 1943. Ve Velké Británii byl proudový motor s axiálním kompresorem Metropolitan-Vickers F.2 dodatečně vybaven dmychadlem, čímž se stal prvním britským dvouproudovým motorem. Dvouproudový motor se stal velice oblíbeným a všechny současné dopravní letouny používají dvouproudové motory s vysokým obtokovým poměrem, zatímco vojenské letouny využívají motory s malým obtokovým poměrem. [4]



Obrázek 2: Dvouproudový motor, převzato z:[5]

1.7 Hvězdicový motor

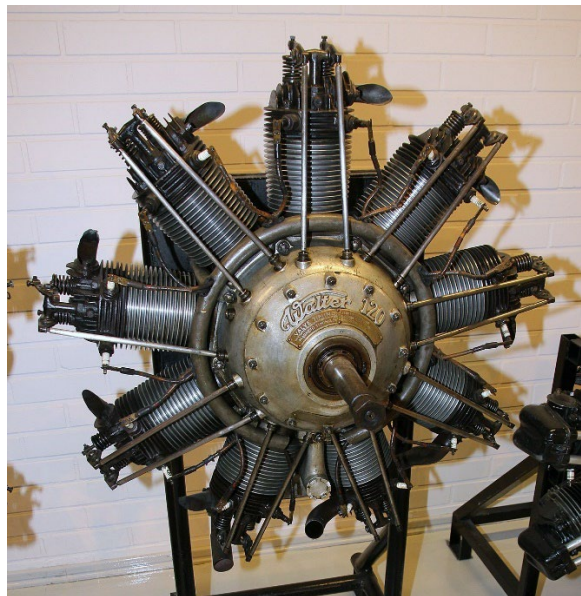
Princip hvězdicového motoru je založen na koncepci pístového motoru s válci okolo klikové skříně v kruhu zobrazené na obrázku č. 3. U jednodušších a méně výkonných motorů jsou válce pouze v jedné rovině kolmé k ose klikové hřídele tak, že sousední válce spolu svírají stejný úhel. Dříve byly motory s tímto uspořádáním válců rozšířeny jakožto pohonné jednotky

letadel. Jako ventilový rozvod se používá OHV (Over Head Valve). Na rozdíl od motorů řadových zde nejsou použity vačkové hřídele, nýbrž jen jediný vačkový kotouč. Ten se může otáčet buď ve stejném směru jako hřídel kliková, nebo ve směru opačném. [5][7][8]

Tyto motory jsou chlazeny pouze vzduchem. Motory chlazené vzduchem bývají opatřeny deflektory (usměrňovacími plechy), které zajišťují rovnoměrné chlazení po obvodu válce. [5][7][8]

Motor hvězdicový může být uspořádán i ve více než jen jednu hvězdici. Pak se jedná o motory více hvězdicové, v nichž může být v řadě napojeno více hvězdic se společnou hřídelí. [5][7][8]

Počet válců závisí na počtu pracovních dob motoru, přičemž v drtivé většině případů se používá čtyřdobý cyklus. Aby bylo v takovém motoru dodrženo správné pořadí zapalování, musí být počet válců v každé řadě lichý. [5][7][8]

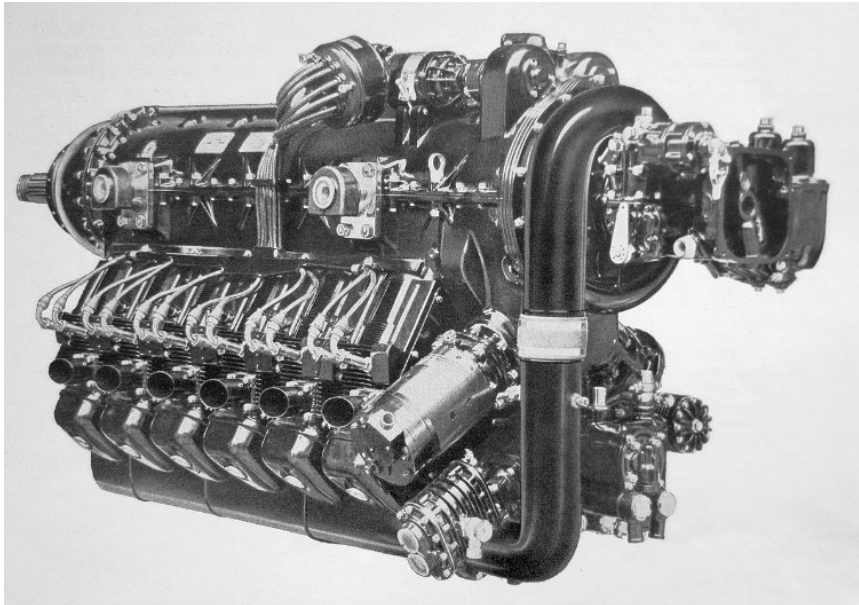


Obrázek 3: Hvězdicový pístový motor Walter NZ-120, převzato z:[9]

1.8 Řadové motory

Tažnou sílu u těchto motorů generuje vrtule stejně jako u motorů hvězdicových. Výkon je buď veden přímo nebo přes reduktor převádějící otáčky motoru na vrtuli. Řadové motory jsou velmi podobné motorům automobilovým. Z důvodu snahy dosáhnout co nejnižší hmotnosti motoru a snížit náklady na provoz je u těchto motorů používáno palivo na bázi benzínu, které se od klasického automobilového liší složením příměsí toto palivo se nazývá letecký benzín. Válce těchto motorů jsou umístěny v řadě za sebou, proto se tyto motory nazývají řadové. V letectví

se často používají řadové motory tzv. inverzního typu, v nichž jsou válce umístěny tzv. nastojato nad klikovou skříní nebo jsou válce směřovaný dolů a pak jsou nad hlavami válců, typickým příkladem takového motoru invertního je motoru Walter Minor 12 na obrázku č. 4. Dalším typem mohou být dvouřadové nebo třířadové motory. Tyto motory jsou chlazeny vzduchem nebo kapalinou. [1][2]



Obrázek 4: Invertní motor Walter Minor 12, převzato z:[10]

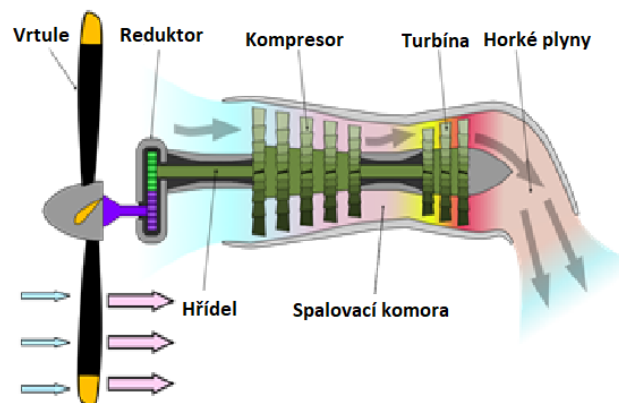
1.9 Turbovrtulový motor

Turbovrtulový motor zvaný také turboprop je kombinací pístového vrtulového motoru a proudového motoru. Většina částí je stejná jako u proudového motoru (vstupní ústrojí, kompresor, spalovací komora, turbína, výstupní ústrojí). Ve své podstatě je to proudový motor, jehož energie se použije k pohonu vrtule a pouze necelých 10 % výkonu se přímo podílí tahovou silou na pohonu letadla. [1][2]

Pohon vrtule je řešen dvěma způsoby:

- Turbína pohání hřídel motoru, která je napojena na reduktor, a od reduktoru vede hřídel k vrtuli, jak je znázorněno na obrázku č. 5. Důvodem pro použití reduktoru je skutečnost, že vrtule má mnohem větší průměr než lopatky turbíny, v důsledku čehož by se okraj vrtule pohyboval nadzvukovou rychlostí. Reduktor umožní plynulé otáčení vrtule patřičně sníženými otáčkami. [1][2]

- Vrtule je poháněna samostatným stupněm turbíny (tzv. volná turbína), který je umístěn za turbínou pohánějící kompresor. Osa vrtule prochází dutou osou turbokompresoru. [1][2]



Obrázek 5: Turbovrtulový motor, převzato z:[11]

2 Motory CFM

2.1 CFM56

Je to řada dvouproudových leteckých motorů vyráběných francouzsko-americkou firmou CFM International. CFMI je 50:50 „joint venture“ mezi GE Aviation a Snecma Monteurs. Safran dříve Snecma je francouzský výrobce leteckých proudových motorů, které i tato firma sama vyvíjí. Tyto dvě firmy založili společnou firmu CFMI, která vyvíjí a vyrábí proudové motory typu CFM a LEAP. Obě společnosti jsou odpovědné za výrobu komponentů a každá z nich má vlastní finální montážní linku. GE Aviation vyrábí vysokotlaký kompresor, spalovací komoru a vysokotlakou turbínu. Snecma-Safran vyrábí dmychadlo, převodovku, výstupní trysku a nízkotlakou turbínu. Některé komponenty vyrábí firmy Avio z Itálie a Honeywell ze Spojených států amerických. Motory GE sestavuje společnost Evendale ve státě Ohio a Safran ve Villaroche ve Francii. Dokončené motory jsou prodávány pod značkou CFMI. Motor CFM56 ukazuje obrázek č. 6. [12][13][14][26]

K prvnímu spuštění motoru CFM56 došlo v roce 1974. Do dubna 1979 však neobdržel podnik ani jednu objednávku a nezbývalo nic jiného než zaměstnance podniku propustit. [12][13][14][26]

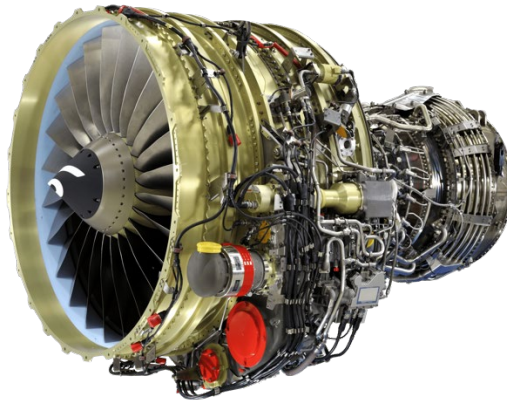


Program byl zachráněn společnostmi Delta Air Lines, United Airlines a Flying Tigers. Ty vybraly motory CFM56 v rámci modernizace svých letounů Douglas DC-8 a krátce poté bylo rozhodnuto také o modernizaci flotily letounů KC-135 Stratotanker amerického letectva, které zůstává dodnes největším zákazníkem. První motory byly uvedeny do provozu roku 1982. Během začátku provozu motorů došlo k několika incidentům, při kterých selhaly lopatky dmychadla, včetně poruchy, jež způsobila leteckou havárii v Kegworthu. U některých variant motoru došlo k problémům během letu v dešti a krupobití. Oba tyto problémy byly úpravami motoru vyřešeny. [12][13][14][26]

2.1.1 CFM56-7 parametry

- Typ motoru: dvouproudový motor
- Výrobce CFM International
- Modely: CFM56-7B18, CFM56-7B20, CFM56-7B22, CFM56-7B24, CFM56-7B26, CFM56-7B27 parametry verzí motoru viz tabulka č. 1.
- Použití na letadlech: Airbus A320, Airbus A318, Airbus A340, Boeing 707-700, Boeing 737 Classic, Boeing 737 Next Generation, Boeing 737 AEW&C, Boeing C-40 Clipper, Boeing P-8 Poseidon, Boeing Business Jet, Boeing E-3D Sentry, Boeing E-6 Mercury, Boeing KC-135R Stratotanker, Boeing RC-135, Douglas DC-8 Super 70
- Kompresor: 1 stupeň dmychadla, 3 nízkotlaké stupně, 9 vysokotlaké stupně
- Turbína: 1 vysokotlaký stupeň, 4 nízkotlaké stupně
- Maximální tah: 86,7 kN
- Obtokový poměr: 5,5:1
- Celkový poměr stlačení: 32,8:1
- Měrná spotřeba paliva: 14 g/kN/s
- Hmotnost: 2366 kg
- Spalovací komora: prstencová

[15][16]



Obrázek 6: Motor CFM56, převzato z:[17]

2.1.2 Ventilátor a kompresor

Motor CFM56 má 1stupeň dmychadla a většina variant má tří stupňový kompresor na nízkotlaké hřídeli se čtyřmi stupni ve variantách 5B (motor CFM56-5B) a 5C (motor CFM56-5C). Výsledná adiabatická účinnost je 92 %. Součástí dmychadla je spinner, který odstředí krupobití, vodu, nečistoty. Pouzdro je hliníkové a lehčí než u předchozího modelu CFM56-3. Ventilátor je vybaven možností odmontovat lopatky bez vyjmutí celého motoru. [18]

Nízkotlaký kompresor je umístěn na nízkotlaké hřídeli. Původní varianta CFM56-2 měla 44 lopatek dmychadla, v novější verzi CFM56-7 byl počet lopatek snížen na 22. [18]

2.1.3 Kompresor

Vysokotlaký kompresor (HPC), má 9 stupňů. Zmenšením průměru celého motoru (kompresoru) bylo dosaženo snížení hmotnosti, což vedlo k zjednodušení veškerých komponentů palivového systému. [19][20]

2.1.4 Spalovací komora

Z množství typů spalovacích komor (trubková, trubkovo-prstencová, prstencová) je dnes nejčastěji využívána prstencová komora, a to díky svým vhodným vlastnostem a uspořádání. Prstencová komora je souvislý kroužek, v němž se palivo vstříkuje do proudícího vzduchu a následně se vznítí, což zvyšuje tlak a teplotu průtoku. Motor má buď jedno prstencovou, nebo dvojitou prstencovou komoru DAC (Double Annular Combustor). Vstřikování paliva je regulováno hydromechanickou jednotkou HMU (Hydromechanical Unit), navrženou společností Honeywell. HMU reguluje množství paliva dodávaného do motoru pomocí



elektrohydraulického servo ventilu, jenž pohání ventil pro měření paliva, který poskytuje informace FADEC (Full Authority Digital Engine). [21][22]

2.1.5 Turbína

Nízkotlaká turbína je vysoce účinná a je také společná s verzí 5B (motor CFM56-5B). Obsahuje nové 3D profily lopatek, nové materiály a pláště. Nízkotlaká turbína má 4 nízkotlaké stupně, zatímco vysokotlaká turbína má 1 vysokotlaký stupeň. [23][24]

Tabulka 1: Parametry verzí motoru CFM56-7, převzato z:[25]

Motor	Tah	Průměr	Délka	Hmotnost	Použití
CFM56-7B18	87 kN	1,54 m	2,49 m	2 376 kg	B737-600
CFM56-7B20	92 kN	1,54 m	2,49 m	2 376 kg	B737-6/-7/-71GW
CFM56-7B22	101 kN	1,54 m	2,49 m	2 376 kg	B737-6/-7/-71GW
CFM56-7B24	108 kN	1,54 m	2,49 m	2 376 kg	B737-7/-8/-9/-71GW
CFM56-7B26	118 kN	1,54 m	2,49 m	2 376 kg	B737-8/-9/-7BBJ
CFM56-7B27	122 kN	1,54 m	2,49 m	2 376 kg	B737-800/900

2.2 CFM LEAP

CFM LEAP je dvouproudový motor s vysokým obtokovým poměrem vyráběný společností CFM International. Jde o nástupce úspěšného CFM56 a jeho konkurentem je Pratt & Whitney PW1000G. Motor CFM LEAP je znázorněn na obrázku č. 7.



Základní architektura motoru LEAP zahrnuje nízkotlaké turbíny Safran použité na motoru GenX. Ventilátor má flexibilní lopatky vyrobené procesem lisování pryskyřice, které jsou navrženy tak, aby se při zvyšování rychlosti otáčení ventilátoru rozvinuly. LEAP je navržen tak, aby pracoval při vyšším tlaku než CFM56 (důvod vyšší efektivnosti), GE plánuje nastavit provozní tlak nižší než maximum, a to za účelem maximalizace životnosti a spolehlivost motoru. Z důvodu úspory hmotnosti je řada součástí/komponentů motoru LEAP vyrobena z kompozitních materiálů. Součástí motoru je dmychadlo typu blisk, jehož lopatky jsou napevno spojeny s diskem a spalovací zařízení druhé generace Twin Annular Pre-mixing Swirler. [27][30][33]

K výrobě plášťů turbín používá GE kompozity s keramickou maticí CMC (Ceramic Matrix Composite). Předpokládá se, že tento technologický krok povede ke snížení spotřeby paliva o 16 %. Úspora paliva přispívá k použití chlazení oleje na bázi extraktoru podobného systému GENx, který obsahuje chladiče namontované na vnitřní obložení kanálu dmychadla. Motor obsahuje jedny z prvních 3D tištěných komponentů schválených FAA. [27][28][29][30][33]

Společnost General Electric provedla první zkušební let s motorem LEAP-1C, který byl umístěn na testovacím letounu typu Boeing 747, v Kalifornii dne 6. října 2014. Motor verze 1C je vybaven novým typem obraceče tahu, jenž nahrazuje klasickou koncepci dvou posouvajících se dveří mušlového tvaru směrem dozadu (po směru letu), reversem typu O-duct ("o-kroužek"). Ten má deflektory umístěné i na tzv. 6. hodině, kde je předchozí typ reverzu nemohl mít z důvodu umístění protipožární přepážky. Nový obraceč tahu touto úpravou dosahuje vyšší účinnosti při brzdění. [31]

2.2.1 Parametry motoru CFM LEAP

Typ motoru: dvouproudový motor

Výrobce: CFM International

Modely: LEAP-1A, LEAP-1B použitý na Boeing 737 MAX viz obrázek č. 8, LEAP-1C

Použití na letadlech viz tabulka č. 3: Airbus A320, Boeing 737 max, Comac C919

Tento motor je nástupcem řady motorů CFM56-5B, CFM56-7B

Dmychadlo: 18 lopatkové kompozitní dmychadlo

Kompresor: 1 dmychadlo 3 nízkotlaké stupně, 10 vysokotlakých stupňů

Turbína: 2 vysokotlaké stupně, 7 nízkotlakých stupňů

Spalovací komora: advanced combustor LEAP (pokročilé spalování)

[32][33]

Parametry verzí motoru viz tabulka č. 2.



Obrázek 7: Motor LEAP, převzato z:[34]

Tabulka 2: Verze motoru LEAP, převzato z:[34][36]

Model	Max. vzletový tah	Max. stálý tah	Max. ot. /min	Hmotnost:	Obtokový poměr	Průměr dmychadla
LEAP-1A	143,05 kN	140,96 kN	LP: 3894 HP: 19391	2 990–3 153 kg	11:1	198 cm
LEAP-1B	130,41kN	127,62 kN	LP: 4586 HP: 20171	2 780 kg	9:1	176 cm
LEAP-1C	137,14kN	133,22 kN	LP: 3894 HP: 19391	3 929–3 935 kg	11:1	196 cm

Tabulka 3: Verze motoru LEAP na letadlech, převzato z:[34]

Model	Aplikace	Rozsah tahu	Úvod
1A	Airbus A320neo	24 500 - 35 000 lbf (109 - 156 kN)	2.srpna 2016
1B	Boeing 737 MAX	23 000 – 28 000 lbf (100 - 120 kN)	22.května 2017
1C	COMAC C919	27 980 – 30 000 lbf (124,5 -133,4 kN)	2021



Obrázek 8: Motor LEAP-1B na Boeing 737 MAX, převzato z:[36]

3 Spolehlivost

Spolehlivost prošla dlouhým historickým vývojem, během kterého se měnila i její samotná definice. Termín spolehlivost vznikl ve 40. letech, a to při vývoji nových poměrně složitých zbraňových systémů. Raketa měla splňovat požadovanou funkci, a tedy doletět k předem určenému cíli a zasáhnout jej. Projektanty toto přimělo k tomu, aby se začali zabývat spolehlivostí raket, přičemž byla vytvořena první definice spolehlivosti. „*Spolehlivost jako*



pravděpodobnost, s jakou bude objekt plnit bez poruchy požadované funkce po stanovenou dobu a v daných provozních podmínkách. [38] Předpokladem spolehlivosti dle uvedené definice je tedy skutečnost, že objekt bude plnit požadované funkce bez poruch. V angličtině byl definován pojem Reliability. [38]

Při pozdějším hledání vyvstaly u složitých systémů na problémy a jistá omezení platnosti této definice. Nevystihuje spolehlivost složitých opravovaných systémů, které se mohou v daném čase vyskytovat v různých provozních stavech, přičemž tyto stavy se mění. Proto vznikla druhá definice spolehlivosti. „*Spolehlivost jako obecnou schopnost výrobku plnit požadované funkce po stanovenou dobu a v daných podmínkách, která se vyjadřuje dílčími vlastnostmi jako jsou bezporuchovost, životnost, opravitelnost, pohotovost apod.*“ [38] V této definici se již nehovoří o tom, s jakou pravděpodobností bude objekt plnit požadované funkce, ale obecně o jeho schopnosti je plnit. Hovoří se zde i o bezporuchovosti a dalších vlastnostech. Kvůli problémům, jelikož se stále v angličtině pro spolehlivost používal pojem Reliability, což přinášelo terminologické problémy, protože tento výraz byl spjat s původní definicí a také k označení bezporuchovosti. [38]

V platné terminologické normě ČSN IEC 50 (191) je spolehlivost definována takto: „*Spolehlivost je souhrnný termín používaný pro popis pohotovosti a činitelů které ji ovlivňují: bezporuchovost, udržitelnost a zajištění údržby.*“ [38]

Definice reaguje na skutečnost, že schopnost objektu plnit požadovanou funkci není zpravidla terminována jen vlastnostmi objektu, ale že významně tuto schopnost ovlivňují i vnější činitelé. [38]

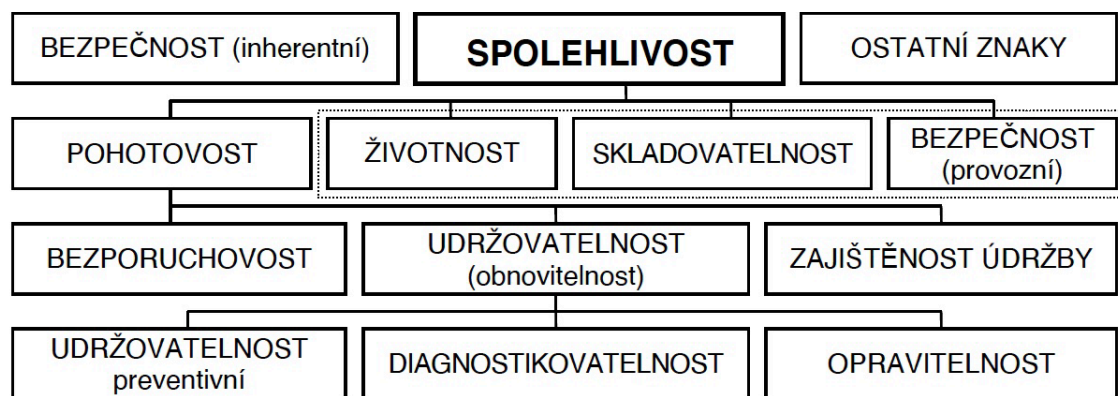
Se zavedením poslední definice došlo i ke změně anglického termínu. Spolehlivost je nyní označována pojmem Dependability a původní pojem Reliability je již používán pro označení bezporuchovosti. [38]

3.1 Druhy spolehlivosti

- Inherentní spolehlivost – spolehlivost výrobku, jeho vlastnosti vyjadřující schopnost plnit požadované funkce v čase, které jsou zajišťovány, ovlivňovány a do výrobku vloženy. [38]
- Provozní spolehlivost – spolehlivost při uvedení výrobku do provozu jeho zasazením do reálných podmínek. [38]

- Odhadovaná spolehlivost – spolehlivost, jenž je výsledkem analýz a prognóz, často je označována jako predikovatelná. [38]

V obecném významu je spolehlivost chápána také jako věda o správné nebo nesprávné funkci objektu. Zkoumáme tedy podmínky pro správnou funkci nebo podmínky vzniku nesprávné funkce. Spolehlivost každého výrobku je chápána jako integrální součást celkového souhrnu znaků, které ovlivňují schopnost uspokojovat stanovené a předpokládané potřeby uživatele, jak je vidět na obrázku č. 9. [38]



Obrázek 9: Spolehlivost a její prvky, převzato z:[38]

3.2 Vlastnosti objektu

- Spolehlivost (Dependability) – „Souhrnný termín používaný pro popis pohotovosti a činitelů, které ji ovlivňují: bezporuchovost, udržitelnost a zajištění údržby.“[38]
- Pohotovost (Availability) – „Schopnost objektu být ve stavu schopném plnit požadovanou funkci v daných podmínkách, v daném časovém okamžiku nebo v daném časovém intervalu, za předpokladu, že jsou zajištěny požadované vnější prostředky.“[38] Pohotovost je vlastnost zahrnující bezporuchovost, udržitelnost a zajištění údržby.
- Bezporuchovost (Reliability) – „Schopnost objektu plnit požadovanou funkci v daných podmínkách a v daném časovém intervalu.“[38] Na začátku časového intervalu je objekt ve stavu schopném plnit požadované funkce. Důvodem ukončení schopnosti plnit požadované funkce je porucha.
- Životnost (Durability) – „Schopnost objektu plnit požadovanou funkci v daných podmínkách používání a údržby do dosažení mezního stavu.“[38] Mezní stav je ten,



při kterém musí být ukončeno užívání objektu. Po dosažení tohoto stavu se neprovádí oprava.

- Udržovatelnost (Maintainability) – „Schopnost objektu v daných podmínkách používání setrvat ve stavu, nebo vrátit se do stavu, v němž může plnit požadovanou funkci, jestliže se údržba provádí v daných podmínkách a používají se stanovené postupy.“[38] Je to schopnost objektu být v provozuschopném stavu prováděním preventivní a nápravné údržby.
- Zajištěnost údržby – „Schopnost organizace poskytující údržbářské služby zajišťovat podle požadavků v daných podmínkách prostředky potřebné pro údržbu podle dané koncepce údržby.“ [38]

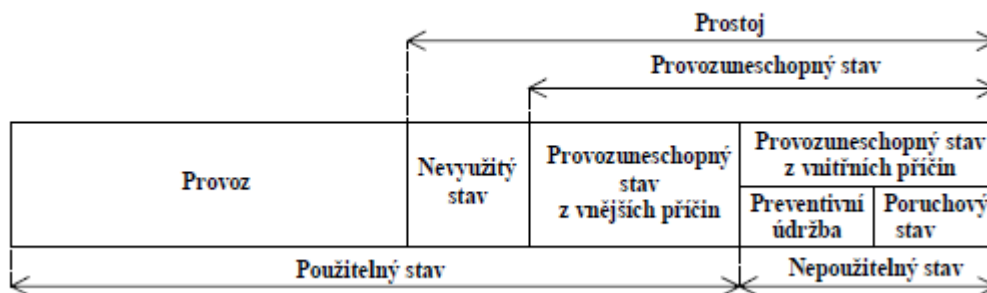
3.3 Stav objektu

Souhrn všech stavů objektu, ve kterých se může během údržby nacházet, znázorňuje obrázek č. 10.

- Provoz (Operating state) – stav, v němž objekt plní požadovanou funkci.
- Prostoj (Non-operating state) – stav objektu, během kterého neplní požadovanou funkci. Pokud hovoříme o prostoji, nezkoumáme, proč objekt funkci neplní, ale pouze to, že ji neplní. Příčinou prostoje může být porucha, provádění pravidelné údržby, nezajištěnost vnějších zdrojů, ale i skutečnost, že činnost objektu nevyžadujeme, a proto je provoz přerušen.
- Použitelný stav (Up state) – „Stav objektu charakterizovaný skutečností, že objekt může plnit požadovanou funkci za předpokladu, že vnější prostředky, jsou-li požadovány, jsou zajištěny.“[38]
- Neobsazený stav (Free state) – „Prostoj objektu v použitelném stavu v době, kdy není jeho funkce požadována.“ [38]
- Poruchový stav – „Stav objektu charakterizovaný neschopností plnit požadovanou funkci, kromě neschopnosti během preventivní údržby nebo jiných plánovaných činností, nebo způsobený nedostatkem vnějších zdrojů.“[38] Poruchový stav je výsledkem poruchy vlastního objektu, může existovat bez předchozí poruchy. Opakem je stav bezporuchový.
- Provozuneschopný stav (Disable state) – „Stav objektu charakterizovaný jeho neschopností z jakýchkoliv důvodů plnit požadovanou funkci.“[38]
- Provozuneschopný stav z vnějších příčin (External disable state) – „Podmnožina provozu neschopných stavů, kdy je objekt v použitelném stavu, ale nemá požadované

vnější prostředky, nebo je provozuneschopný z důvodu jiných plánovaných operací, než je údržba.“ [38]

- Provozuneschopný stav z vnitřních příčin (Internal disabled state) – „Stav objektu charakterizovaný buď poruchovým stavem, nebo možnou neschopností plnit požadovanou funkci během preventivní údržby.“ [38]



Obrázek 10: Klasifikace stavů objektu, převzato z:[38]

3.4 Jevy a činnosti

- Porucha (Failure) – „Jev spočívající v ukončení schopnosti objektu plnit požadovanou funkci.“[38]
- Obnova (Restoration) – „Jev, kdy objekt po poruchovém stavu opět získá schopnost plnit požadovanou funkci.“[38]
- Údržba (Maintenance) – „Kombinace všech technických a administrativních činností, včetně činností dozoru, zaměřených na udržení objektu ve stavu nebo navrácení objektu do stavu, v němž může plnit požadovanou funkci.“[38]
- Preventivní údržba (Preventive maintenance) – „Údržba prováděná v předem určených intervalech nebo podle předepsaných kritérií a zaměřená na snížení pravděpodobnosti poruchy nebo degradace fungování objektu.“[38]
- Údržba po poruše (Corrective maintenance) – „Údržba prováděná po zjištění poruchového stavu a zaměřená na uvedení objektu do stavu, v němž může plnit požadovanou funkci.“[38]
- Oprava (Repair) – „Část údržby po poruše, při níž se na objektu provádějí ruční operace.“ [38] Oprava představuje celek činností konaných po poruše za účelem navrácení objektu do provozuschopného stavu. Oprava spočívá v určení místa poškození, jeho opravě a následné kontrole správné funkce.

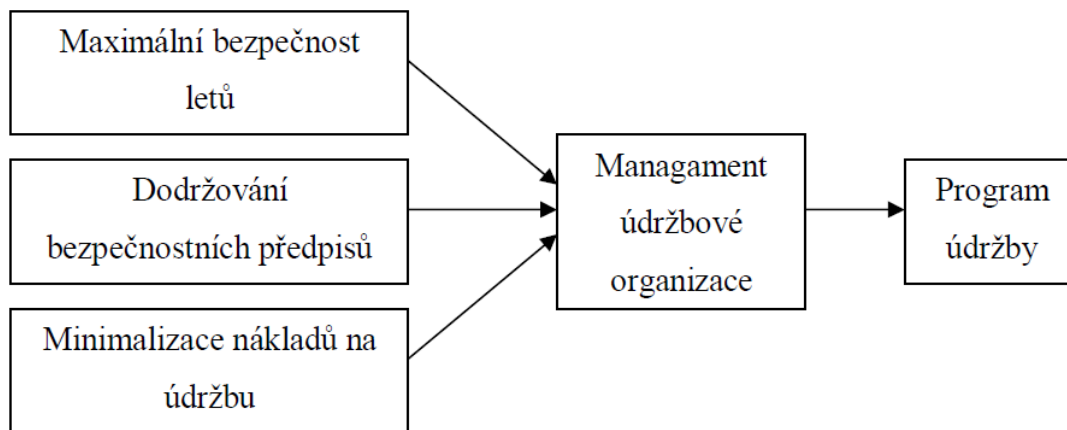
4 Údržba letadel

Údržba letadel se skládá ze tří stupňů, jak je vidět na obrázku č. 11.

Hlavním cílem údržby letadel je maximalizovat bezpečnost letu, efektivitu, funkčnost a zachovat letovou způsobilost. [41]

Dalším důvodem pravidelné údržby letadel je dodržování bezpečnostních předpisů a snaha vyhnout se jejich porušování. [41]

Posledním, avšak neméně podstatným cílem je minimalizovat náklady na údržbu, zejména pak náklady na tyto její části: mzdy, režie, materiál a náhradní díly. [41]



Obrázek 11: Cíle údržby, převzato z:[38]

Zda bude výše uvedených cílů údržbou dosaženo je zodpovědností managementu údržbové organizace.

4.1 Rozdělení údržby letadlové techniky

Údržbu můžeme rozdělit na traťovou údržbu, těžkou údržbu a generální opravu.

4.1.1 Traťová údržba

Traťová údržba (line maintenance) je údržba poruch během provozu, ale také snaha takovým poruchám předcházet. Jde například o zjišťování poruch před letem či o kontrolu kritických míst. Pokud poruchy zjištěné při těchto kontrolách neohrožují bezpečnost letu, mohou být odstraněny ihned, je-li to možné. Pakliže je na místě odstranit nelze, bude tak učiněno při



nejbližší plánované generální údržbě. Při zjištění poruchy při traťové údržbě může být také postupováno podle MEL (Minimum Equipment List), což je seznam minimálního vybavení na palubě letadla, který umožní let za daných podmínek s nefunkčním vybavením. [39][40][41]

4.1.2 Těžká údržba

Tato metoda spočívá v pravidelné údržbě letadlových celků ve stanovených časových intervalech. Má dvě až tři úrovně, přičemž nejnižší z nich, obvykle označovaná C-check, je prováděna typicky v intervalu 18–24 měsíců a zahrnuje servisní úkoly, u kterých byl či v nejbližší době bude vyčerpán maximální povolený limit (počet hodin, cyklů) mezi výměnami či kontrolou daných částí letadla. U C-checku rozlišujeme více úrovní, např. 1C, 2C, 3C atd. V rámci C-checku jsou rozebrány podstatné části letadla, a proto musí tuto údržbu provádět výhradně kvalifikovaná údržbová organizace disponující speciálním vybavením. V závislosti na rozsahu prací, typu letadla a dalších faktorech trvá C-check jeden až několik týdnů. [39][40][41]

4.1.3 Generální oprava

Generální oprava (overhaul inspection), která je nejvyšším stupněm údržby, je obvykle označována jako D-check. V průběhu této údržby je letadlo kompletně rozebráno a všechny jeho části jsou zkontrolovány nebo vyměněny. Tato důkladná oprava je také vhodná při modernizaci letadla o prvky, které byly navrženy v poslední době, např. v rámci upgradu avioniky, při přestavbě interiéru atd. D-check se provádí každých 4–6 let, přičemž v některých programech údržby najdeme rozdělení D-checku na dvě úrovně. Náklady na takovou generální opravu se pohybují v závislosti na velikosti letadla a rozsahu prací v řádech jednotek milionů dolarů. [39][40][41]

Při kontrole letadlové techniky se vychází ze souhrnné databáze, již vytváří provozovatel techniky a její výrobce. Tato databáze se skládá z tzv. úkolových karet (task card). Karty, které jsou dodány výrobcem, udávají možnou degradaci či poškození jednotlivých letadlových celků, karty od provozovatele určují degradaci či poškození, které se již vyskytlo. Celá tato databáze a její vyhodnocení poskytuje jasnou představu o aktuálním stavu letadla. [40][41]

Dalším způsobem kontroly technického stavu je Condition Monitoring, při kterém je sledován stav jednotlivých celků letadla během provozu a jenž ukládá opravná opatření založená na analýze chybových dat. [40][41]



On-condition monitoring, je sledování stavu letadla za provozu. Význam spočívá v tom, že letoun prochází pravidelnými prohlídkami na celkový stav, na poškození a na funkčnost, kdy se vyměňují pouze součásti, letadlo celky, které dosáhly určitých podmínek. Pokud jsou tyto podmínky splněny, potom je daná část vyměněna. Samotné podmínky jsou určeny z poruch daných součástí, které jsou z pravidla předvídatelné, resp. dávají určitý druh varování (např. zvýšený tlak za čerpadle). Tyto varování jsou považovány za potencionální poruchu. [40][41]

Ať už používáme databázi jednotlivých celků nebo systémů, pokud se jedná o nejdůležitější celky na letadle udržované podle stavu On-condition nebo celky, které se zjišťuje stav Condition monitoring jsou v databázi údržbových organizací vedeny podle lhůt, kdy byla provedena výměna atd. [40][41]

Celky jsou v databázi evidovány dle níže uvedených lhůt:

- TSN (Time Since New) – čas, který uplynul od okamžiku výroby; vyjadřuje dobu uplynulou od instalace celku do současnosti. [40][41]
- TSI (Time Since Instalation) – čas instalace; udává čas, jenž uplynul od poslední instalace do současnosti. [40][41]
- TSO (Time Since Overhaul) – čas generální opravy; vyjadřuje čas, který uplynul od poslední generální opravy. [40][41]
- TBUR (Time Between Inscheduled Removal) – čas mezi neplánovanými výměnami letadlových celků; jedná se o čas mezi generální opravou nebo plánovanou prohlídkou pro neplánovanou výměnu. [40][41]

Veškeré tyto lhůty jsou uváděny v hodinách nebo letových cyklech (počet vzletů a přistání).

V databázi se rovněž uvádí, o jaký letadlový celek jde. Letadlové celky a systémy dělíme do tří skupin.

- Komponenty schopné kolovat (běžně kolující) – Tyto komponenty mají dlouhou životnost, takže se z ekonomického hlediska spíše opravují. Jsou většinou nenahraditelné, drahé a předepsané výrobcem letadla. Mají sériové číslo. [40][41]
- Nahraditelné – Jedná se o součástky, které se po poruše automaticky vyřazují z provozu. Jsou levné a dostupné, nejsou vyráběny se sériovým číslem. [40][41]
- Opravitelné – Tato skupina je složena z prvků obou předchozích. U většiny dílů probíhá úvaha, zda je opravit, anebo vyměnit za nové. Oprava je zpravidla levnější



variantou, ale není tomu tak vždy. Tyto celky nejsou drahé a rovněž nemají sériové číslo.[40][41]

4.2 Odstranění závad vznikajících během údržby na základně

Vyskytnou-li se při údržbě jiné závady než ty, které byly zjištěny před jejím zahájením, jsou zapsány do Workorderu, jenž je součástí Provozně letadlového deníku. Do seznamu závad, tzv. task napíše mechanik číslo Workorderu. Po dokončení údržby je tato závada odstraněna. Poté se Workorder předává vedoucímu údržby, který ho zaeviduje a předá OTK (Oddělení Technické Kontroly). [41]

Jedná-li se o závadu odstranitelnou pomocí AMM (Aircraft Maintenance Manual), provede mechanik opravu včetně prozkoušení a vystaví Workorder, v němž je napsáno, kdo a jakým způsobem opravu provedl. Pokud se jedná o složitější opravu, oznámí mechanik v rámci SRM tuto skutečnost personálu OTK, který určí postup opravy. Ve Workorderu je následně uvedeno, že daná závada byla zkontrolována jak mechanikem, tak vedoucím OTK. Tento vedoucí OTK odešle postup ke schválení na ÚCL, a pokud je schválen, oprava dle něho proběhne. [41]

5 Udržovatelnost

Rozdílným pojmem oproti údržbě je udržovatelnost objektu, která je vyjádřená pravděpodobností, že údržba nebo oprava bude provedena v daném časovém intervalu při daných postupech a zdrojích (úroveň klasifikace personálu, náhradní díly, zkušební zařízení atd.). Střední doba opravy se označuje jako MTTR (Mean Time To Repair), doba preventivní údržby se označuje jako MTTP (Mean Time To Preventive). Udržovatelnost musí být vlastností každého zařízení a systému během jeho návrhu a údržby. Vzhledem k tomu, že náklady na údržbu rostou, nabývá aspekt udržovatelnosti na významu. Udržovatelnost v praxi závisí do určité míry na dostupnosti zdrojů pro údržbu, správném systému a zařízení (logistické podpoře a dostupnosti). [40]

6 Soustavy v leteckém motoru

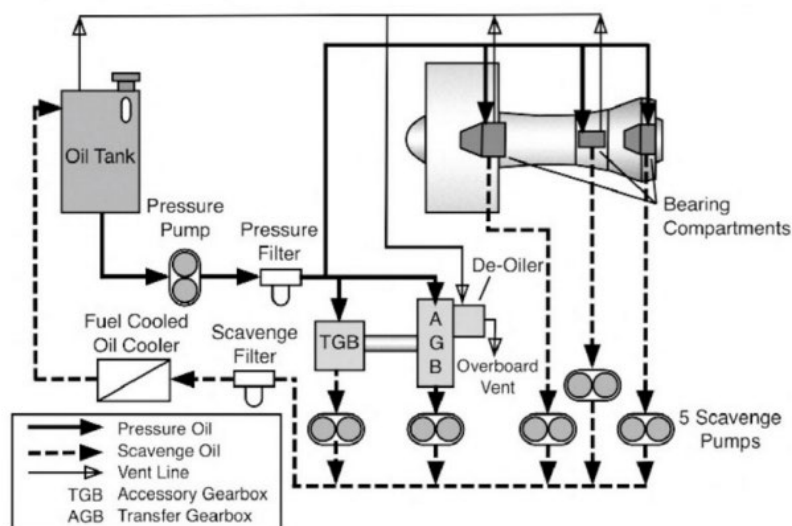
6.1 Olejová soustava

Primární úkolem olejové soustavy je zamezit tření mezi jednotlivými částmi. Jelikož kapalná maziva a oleje mohou snadno cirkulovat, používají se v leteckých motorech právě ony. Olej je čerpán do všech částí motoru, které vyžadují mazání. Cílem je oddělit od sebe jednotlivé části olejovým filmem. Dokud zůstává olejový film neporušený, dochází pouze k vnitřnímu tření v

kapalině, nikoli ke tření jednotlivých částí. Snížení tření během provozu motoru zvyšuje celkově jeho výkon. Olej kromě snížení tření také absorbuje teplo vznikající v motoru. Teplý olej je následně přiveden do palivového olejového výměníku, kde se od oleje ohřeje palivo. [42][43]

Napájecí strana systému motorového oleje se skládá z tlačného čerpadla přívodu oleje, které čerpá olej z olejové nádrže a ten pak prochází olejovým filtrem do ložisek a převodovky. Olejový filtr se však může zaneš do takové míry, že by přes něj nemohl proudit olej, a tudíž by nemohl plnit své funkce. Z tohoto důvodu se k olejovým filtrům přidává tzv. obtokový kanál s obtokovým ventilem. Obtokový kanál s ventilem má za úkol v případě zanešení hlavní cesty dodávat olej dál do soustavy. Myšlenkou obtokového kanálu s ventilem je, aby byl olej, který je znečištěný byl dodáván do systému, než kdyby nemohl proudit a byl systém bez oleje. Tlak a teplota oleje jsou monitorovány za filtrem. [42][43]

Na záchytné straně jsou čtyři čerpadla. Každé z nich má záchytný filtr, odkud pak olej proudí zpět do olejové nádrže přes palivo olejový výměník. Záchytný filtr obsahuje obtokový ventil, který se otevře v případě ucpání, v důsledku, kterého dochází k prudkému zvýšení tlaku v systému. Schéma olejové soustavy motoru je znázorněno na obrázku č. 12. [42][43]



Obrázek 12: Olejová soustava, převzato z:[43]

6.1.1 Komponenty olejového systému

Olejový systém je systém s uzavřenou smyčkou využívající různé komponenty. Základními částmi jsou hydraulická nádrž, čerpadla, ventily, filtry atd.



6.1.2 Olejová nádrž

Olejová nádrž poskytuje mazací médium v jakékoliv poloze letadla. Olej je dopravován do částí, jež je potřeba mazat z důvodu snížení tření. Korozivzdorná nádrž obsahuje různé množství hydraulického oleje či jiné nestlačitelné kapaliny. Nádrž může být součástí konstrukce (tzv. integrální), nebo je umístěna na horní vstupní části skříně kompresoru. Objem oleje, který obsahuje, se mění podle objemu pohonu nebo tepelného využití kapaliny. Nádrž má expanzní prostor, který se vyplní po zahřátí oleje. Vespod nádrže jsou umístěny drenážní ventily pro vypouštění částic vody, která může být obsažena v oleji a která pro svou větší hustotu klesá ke dnu. Dále je součástí nádrže pojistný ventil, který se otevírá, aby nedošlo k jejímu roztržení v případě překročení tlaku v ní. [42][43][44]

6.1.3 Olejové potrubí

Olejové potrubí jsou trubky umožňující pohyb kapaliny do různých částí systému.

6.1.4 Čerpadla

Jsou velice důležitou částí olejového systému. Čerpadla čerpají kapalinu ze zásobníku do různých částí systému. Olejový systém letadla používá různé typy čerpadel v závislosti na jejich funkci. [42][43][44]

- Pevná objemová čerpadla, v nichž se průtok kapaliny nemění. Stejně množství kapaliny se pohybuje při každém zdvih. Příkladem jsou šroubovitá čerpadla nebo gerotor. [42][43][44]
- Čerpadla s proměnným zdvihovým objemem, v nichž se průtok a tlak mění při každém zdvih. Příkladem jsou pístová čerpadla a lamelová čerpadla. [42][43][44]
- Ruční čerpadla, která pilot ovládá ručně. [42][43][44]

6.1.5 Ventily

Systémy v letadle používají k řízení průtoku, směru a tlaku kapaliny ventily. Je nezbytné kontrolovat množství kapaliny, aby nedošlo k zadření systému. Ventily umožňují zastavení kapaliny v okruhu pro případ hrozícího nebezpečí. Existují různé typy ventilů v závislosti na potřebě a požadavcích. [42][43][44]



6.1.5.1 Regulační ventily

Tyto ventily jsou nezbytné pro ovládání hydraulické kapaliny v reakci na ruční nebo automatický systém. [42][43][44]

- **Ventily pro regulaci průtoku:** Řídí rychlost průtoku kapaliny. Funguje tak, že mění průměr otvoru kudy proudí kapalina. [42][43][44]
- **Směrové regulační ventily:** Jde o zpětný ventil. Funguje tak, že umožňuje průtok kapaliny v jednom směru. [42][43][44]

6.1.5.2 Přetlakový pojistný ventil

Ventil uvolňuje tlak v systému, pokud překročí optimální mez tlaku. Funguje tak, že se otevírá, tím snižuje tlak a kapalina se vrací do nádrže. [42][43][44]

6.1.5.3 Uzavírací ventil

Tento ventil v případě požáru motoru uzavře přívodní cestu olejové kapaliny. Zabraňuje poškození v důsledku vznícení kapalin. [42][43][44]

6.1.5.4 Pojistný ventil

Pojistný ventil je bezpečnostním zařízením v olejovém systému letadla. Automaticky uzavírá hydraulické vedení při ztrátě tlaku oleje. Dle situování a dle proudění kapaliny ventil zajišťuje dodávku kapaliny se správným tlakem. [42][43][44]

6.1.6 Olejové trysky

Tyto trysky slouží k rozprášení oleje do určitých míst. Aby nedošlo k jejich ucpání, je nutné mít olej dokonale čistý. [42][43][44]

6.1.7 Odstředivý odvzdušňovač

Tento odvzdušňovač umožní oddělení vzduchu a olejové páry z oleje. Rotorová část je poháněna z motoru (umístění ze skříně pomocných náhonů). Odvzdušněný olej dále pokračuje do palivo olejového výměníku. [42][43][44]



6.1.8 Palivo olejový výměník

Palivo olejový výměník je část olejového systému, kde ohřátý olej předá teplo do chladnějšího paliva a tím dojde ke zvýšení teploty paliva ještě před vstupem do spalovací komory. Průchod oleje je redukován na základě jeho teploty ventilem. [42][43][44]

6.1.9 Filtr

Filtr udržuje olejový systém čistý a bez kontaminace. Olejový, ale např. také pneumatický či palivový systém využívají filtry všude tam, kde je potřeba zabránit průchodu nečistot do systému. [42][43][44]

- Filtr sacího potrubí – Zabraňuje tomu, aby se nečistoty dostaly do různých částí olejové soustavy. [42][43][44]
- Filtr zpětného vedení – Zabraňuje vniknutí nečistot do zpětné linky. [42][43][44]

6.2 Palivová soustava

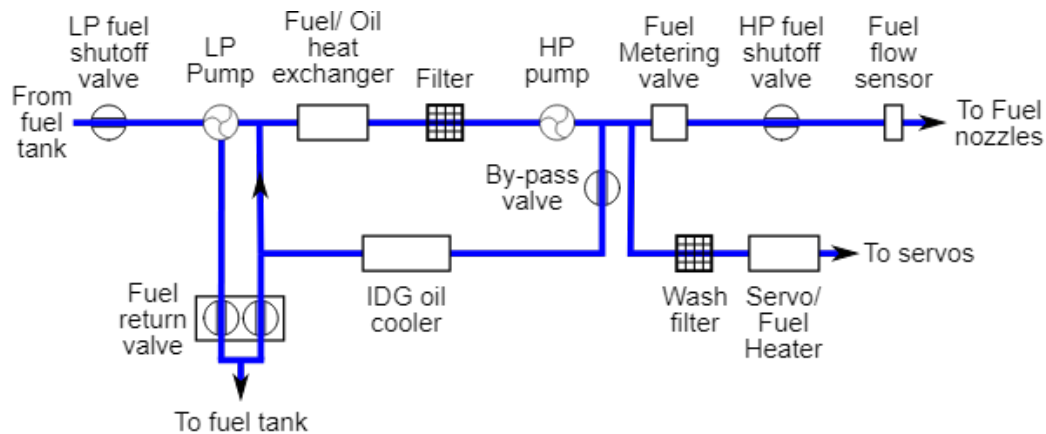
Palivový systém motoru je pod tlakem dvou čerpadel poháněných motorem. Nízkotlaké a vysokotlaké čerpadlo zajišťují přívod vysokotlakého paliva na vstup dávkovacího ventilu paliva. FADEC řídí tento ventil tak, aby poskytoval potřebný průtok paliva pro N1 (otáčky nízkotlaké hřídele) a udržoval všechny ostatní parametry motoru v rámci definovaných limitů. Obtokový ventil je umístěn před FMV (Fuel Metering Valve), aby byl udržen konstantní pokles tlaku v celém FMV, čímž je zachován lineární vztah mezi polohou FMV a dosaženým průtokem paliva. Tento obtokový ventil je také používán nezávislým regulátorem překročení rychlosti, který omezuje N2 (otáčky vysokotlaké hřídele) v případě poruchy FADEC. [45][46]

FMV spolu s dalšími pohony jsou ovládány systémem FADEC hydromechanicky pomocí vysokotlakého paliva čerpaného z palivového potrubí po čerpadle HP (High Pressure). [45][46]

Dva uzavírací ventily jsou zabudovány do palivového potrubí – nízkotlaký uzavírací ventil umístěný před čerpadlem LP a vysokotlaký uzavírací ventil umístěný za FMV. Oba tyto ventily jsou zavřeny, je-li vypnut hlavní spínač motoru, ale pouze nízkotlaký uzavírací ventil je uzavřen tlačítkem požáru. [45][46]

Palivo se také používá k zajištění chlazení IDG. FADEC moduluje obtokový ventil a zpětný ventil paliva pro řízení průtoku paliva chladičem oleje IDG (Integrated Drive Generator) pro

dosažení požadovaného chlazení. Schéma palivové soustavy motoru je znázorněno na obrázku č. 13. [45][46]



Obrázek 13: Zjednodušené schéma palivového systému motoru, převzato z:[46]

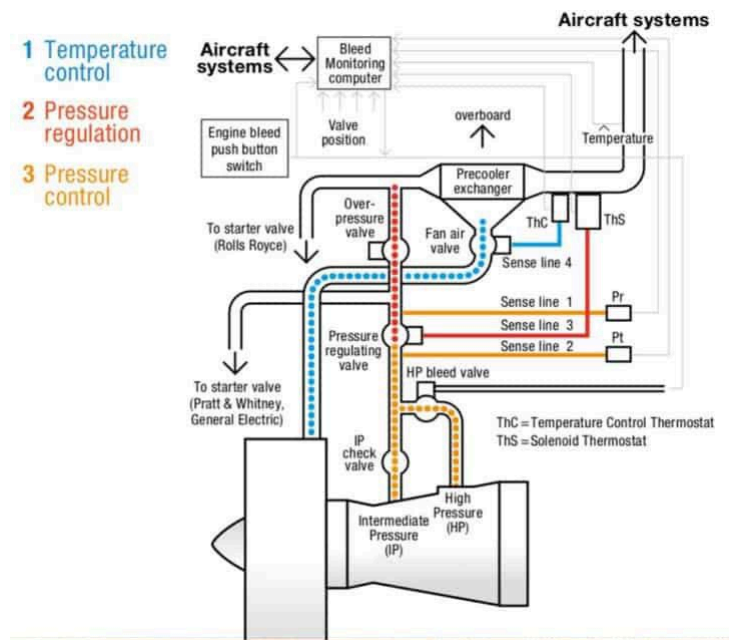
6.3 Pneumatický systém motoru

Odvzdušňovací vzduch je čerpán v 5. a 9. stupni kompresoru HP a z ventilátoru, jak je zobrazeno na obrázku č.14. Používá se k napájení pneumatického systému a k poskytování chladicího vzduchu do systémů řízení aktivní vůle. Aktivní systémy regulační vůle jsou funkcí systému FADEC, které používají tlak paliva k modulaci regulačních ventilů odzdušňovacího vzduchu za účelem regulace teploty, a tím i velikosti, skříně turbíny a skříně kompresoru HP (High Pressure). Schéma pneumatického systému motoru je zobrazeno na obrázku č. 14. [47][48]

Systém Low Pressure Turbine Clearance Control (LPTCC) používá vzduch ventilátoru k chlazení skříně turbíny LP. [47][48]

Systém RACC (Rotor Active Clearance Control) používá k chlazení skříně kompresoru HP odzdušňovací vzduch 5. stupně. [47][48]

Systém High Pressure Turbine Clearance Control (HPTCC) používá k chlazení skříně turbíny HP odzdušňovací vzduch 5. i 9. stupně. [47][48]



Obrázek 14: Schéma pneumatického systému motoru, převzato z:[49]

Praktická část

7 Analýza dat

Pro analýzu spolehlivosti motorů CFM56-7 a CFM LEAP byla poskytnuta data z údržby letadel od české letecké společnosti. Ve flotile společnosti jsou letadla Boeing 737 NG a Boeing 737 MAX, která využívají tyto zkoumané motory. Data jsou z období od roku 2018 do roku 2021 a zahrnují i provoz během pandemie onemocnění covid-19, v důsledku kterého celosvětově zásadně poklesla hustota leteckého provozu, včetně využití výše zmíněných letadel. Menší počet odlétaných hodin se pak logicky projevil také méně častými závadami na motorech CFM LEAP. Z pohledu analýzy tento pokles závad na motorech v období pandemie znamenal, že letecké motory měly menší počet hodin v provozu, a tudíž se závady neprojeví v plném rozsahu, jako v období mimo pandemii, kdy motory jsou plně využívány a jejich závady se mohou častěji projevit. Tyto motory, používané v letadlech Boeing 737 MAX, jsou vyráběny od roku 2016. Prvním letadlem s tímto motorem byl Airbus A320 Neo. Jelikož je na poměry leteckého průmyslu motor LEAP v provozu poměrně krátkou dobu, vyskytují se stále nové závady. Oproti tomu motor CFM56-7, vyráběný v různých verzích od roku 1995, je motorem odzkoušeným (nové chyby se objevují již pouze zřídka). Poprvé byl instalován do letadla Boeing 737-600.



7.1 Výběr soustavy motoru

Pro finální vyhodnocení dat jsem z olejové soustavy ATA 79, pneumatické soustavy ATA 36 a palivové soustavy ATA 73 vybral pouze palivovou soustavu, pro kterou mi bylo poskytnuto nejvíce relevantních dat. Veškeré komponenty nacházející se v motoru mají velmi vysoké pořizovací náklady, tudíž i závada, která vede k jejich výměně, znamená finanční ztráty. Z toho důvodu jsou na spolehlivost dílů kladeny vysoké nároky.

7.2 Třídění dat

Data byla tříděna podle závad různých komponentů palivové soustavy motorů CFM LEAP a CFM56-7. Komponenty palivové soustavy, které vykazovaly problémy, jsou fuel nozzle, fuel pump, fuel flow transmitter, hydromechanical unit, main fuel pump engine, servo fuel heater, start switch, T12 temperature, fuel senzor, electronic engine control (EEC), display electronics unit (DEU), connector plug, fuel differential pressure switch.

7.3 Závady na komponentech

Z dat vyšlo najevo, které komponenty vykazují četné závady. Nejvíce se jich vyskytuje na palivových tryskách (fuel nozzles) u motoru CFM LEAP letounu Boeing 737 MAX. U motoru CFM56-7 letounu Boeing 737 NG je nejvíce poruchová hydromechanická jednotka a elektronická řídicí jednotka, jak je zobrazeno v tabulce č. 4.



Tabulka 4: Počet závad na komponentech

Boeing 737 MAX	Počet závad	Boeing 737 NG	Počet závad
FUEL NOZZLES	73	CONNECTOR PLUG	2
ECU – FADEC EEC BOX	5	EEC	28
SENZOR FUEL	3	DISPLAY ELECTRONICS UNIT (DEU)	2
		FUEL DIFFERENTIAL PRESSURE SWITCH	9
		FUEL FLOW TRANSMITTER	1
		FUEL NOZZLE FILTER	6
		PUMP FUEL	12
		HYDROMECHANICAL UNIT GE SPEC 1853M56P16	16
		SERVO FUEL HEATER	3
		START SWITCH	5
		T12 TEMPERATURE	12

7.3.1 Electronic Engine Control

Electronic Engine Control je řídicí jednotkou motoru, někdy nazývanou Electronic Control Unit (ECU), viz obrázek č. 15. Tato elektronická jednotka je namontována na motoru nebo ve skříni dmychadla. Je napájena energií z alternátoru z motoru a přijímá data ze senzorů, které snímají příkazy od pilota a sledují letové podmínky a motorové parametry např. polohu škrticí klapky, průtok paliva, teplotu, vibrace a tlak. Jednotka neustále analyzuje vstupy a odesílá příkazy do různých částí motoru, různým komponentám jako jsou palivoměry či lopatky dmychadla pro řízení výkonu motoru, čímž nepřetržitě udržuje bezpečný chod motoru při jeho parametrech. EEC automaticky detekuje poruchy v letadle, motoru nebo v samotné řídicí jednotce a je navržena tak, aby docházelo ke zmírnění následků prostřednictvím náhradních funkcí nebo k návratu do bezpečného provozu. Jakákoliv porucha je ohlášena pilotovi a zaznamenána do systému. Pracovníci údržby mohou data z jednotky využít při řešení problémů a následné opravě.[50]



Obrázek 15: Electronic Engine Control, převzato z:[51]

7.3.1.1 Závady na Electronic Engine Control

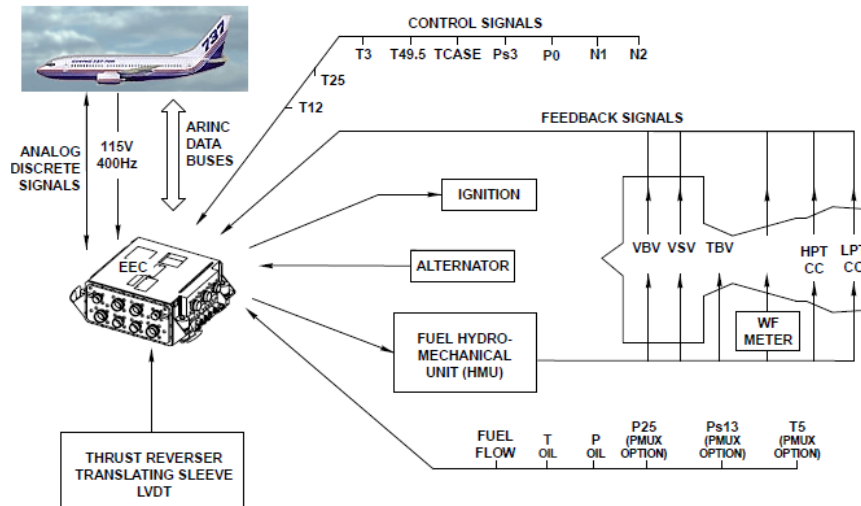
Z dat údržby letadel Boeing 737 NG s motorem CFM56-7 vyplynulo, že v období od roku 2018 do roku 2021 se na jednotce EEC vyskytlo 28 závad, přičemž byli vyfiltrovány závady typu, kdy jednotky na motorech byly tzv. prohozeny (switch) jednotek. Podstata prohození jednotek spočívá v záměně jednotky motoru č. 1, který vykazuje chyby, za jednotku motoru č. 2. Skrze tento postup zaměstnanci údržby odhalí, zda je příčinou nesprávného chodu motoru skutečně jednotka EEC, či nikoli. Jinou možností prohození jednotek je vyjmutí funkční jednotky EEC z jiného letadla a její instalace do letadla, které je nutno uvést do provozu. Důvodem takového postupu může být fakt, že údržbová organizace nemá skladové zásoby jednotek EEC. Funkční vyjmutá jednotka EEC je později nahrazena novou, doručenu od zahraničního dodavatele.



Závady, jež se dle zpřístupněných dat vyskytovaly na jednotkách EEC, byly řešeny kompletní výměnou jednotek za nové nebo updatem jejich softwaru. Kompletní výměny jednotek EEC jsou prováděny většinou z důvodu závad jejich vnitřního elektronického vybavení. Příčinou těchto závad je s největší pravděpodobností degradace plošných spojů vlivem změn teplot okolního vzduchu a vlivem vibrací samotné pohonné jednotky. V důsledku změn teplot dochází k tzv. tepelným mostům, které vedou k vyřazení jednotky z provozu a její následné výměně. Cena za jednotku EEC se pohybuje v řádech tisíců dolarů. Softwarové aktualizace na motoru jsou prováděny, vydá-li výrobce letadla nový software s cílem zlepšit fungování jednotky a eliminovat opakování předchozích chyb. V některých případech však může být update softwaru proveden i za účelem jednoduše smazat dosavadní chyby, čímž může být problém odstraněn a jednotka opět uvedena do provozu. Všechny tyto zkušenosti ohledně údržby jednotek EEC byly sděleny zaměstnancem údržby.

7.3.2 Hydromechanical unit

Účelem HMU je ovládat parametry pohonné jednotky s pomocí kapaliny, přičemž onou kapalinou použitou pro ovládání pohonné jednotky je palivo. Využití paliva jakožto ovládací kapaliny má za důsledek snížení hmotnosti pohonné jednotky a její celkové zjednodušení. Palivo je následně použito pro spalovací proces. EEC a HMU tvoří systém FADEC. Součástí HMU je ventil dávkování paliva, který řídí množství paliva odeslaného do spalovací komory, a další regulační ventily pro VSV (Variable Stator Vane), VBV (Variable Bleed Valves), TBV (Turbine Clearance Control), HPTCC (High Pressure Turbine Clearance Control), LPTCC (Low Pressure Turbine Clearance Control) atd., jak je znázorňuje obrázek č. 16. Všechny informace z HMU jsou poskytovány systému FADEC. [50]



Obrázek 16: Spojení jednotky HMU a EEC, převzato z:[52]

7.3.2.1 Závady na Hydromechanical unit

Z poskytnutých dat vyplývá, že v období 2018–2019 bylo na HMU motoru CFM56-7B zaznamenáno 16 závad. Jednotky musely být vyměněny za nové, což představovalo velice nákladnou část údržby. U rodiny motorů CFM56 docházelo k poruchám natolik závažným, že buď uzemnilo celou flotilu letadel, nebo vyžadovaly přepracování aspektů motoru. Bylo nahlášeno 32 událostí týkajících se náhlé nestability tahu v různých fázích letu. Roku 1988 došlo k incidentu, při kterém piloti Boeingu 737 oznámili, že jejich plynové páky přípustí se během letu samovolně uvedly do polohy pro plný tah motoru. Šetření vedlo ke zjištění, že problém pochází z HMU a může být způsoben kontaminací média v jednotce, tedy paliva. Společnost CFMI revidovala svůj software FADEC a nový software zkrátil dobu trvání nestability tahu. Ovšem tato oprava softwaru není řešením definitivním. Další události ohledně HMU nebyly od té doby společnosti CFM hlášeny. Z údržbové organizace bylo sděleno, že nejčastější důvod výměny jednotky HMU je její netěsnost, kdy kapalina může z jejích různých částí vytékat. Tento důvod vede k okamžité výměně jednotky za nový kus.

7.3.3 3D tištěná palivová tryska (3D print fuel nozzle)

Tištěná 3D tryska pro motor CFM LEAP je vyráběna v závodu GE Aviation v Auburnu v Alabamě, kde výrobce proudových motorů otevřel první závod v oboru pro hromadnou aditivní výrobu. Společnost GE Aviation v Auburnu začala vyrábět palivové trysky v roce 2015 a dnes zde vyrábí díly z titanového kovového prášku více než 40 tiskáren. 3D tiskárna trysek v GE Aviation v Alabamě je vyobrazena na obrázku č. 17. [53][54]

3D palivová tryska je jedním z příkladů toho, jak může 3D tisk zefektivnit výrobu a snížit její náklady i časové nároky. Pomocí aditivní výroby byl počet dílů jedné palivové trysky snížen z přibližně 20 kusů dříve svařovaných dohromady na jeden celistvý kus. Hmotnost palivové trysky byla oproti předchozí verzi snížena o 25 %. Původní trysku používanou na motoru CFM56-7B znázorňuje obrázek č. 19. [53][54]

Při výrobě 3D palivové trysky pomocí aditivní metody ukládá stroj vrstvy prášku, které jsou tenké 20 mikronů, postupně na sebe. Takto vyrobené trysky jsou určeny pro moderní motor LEAP, jenž je nejprodávanějším motorem v rámci civilního letectví. Slibuje až o 15 % nižší spotřebu paliva oproti motorům předchozím, jimiž jsou motory CFM56. [53][54]



Obrázek 17: Tiskárna pro 3D tištěné palivové trysky na motor LEAP, převzato z:[55]

7.3.3.1 Závady na 3D tryskách u motoru LEAP

Data z údržby prokázala, že 3D tištěné palivové trysky u motoru CFM LEAP na Boeingu 737 MAX způsobují nejčastěji poruchovost v palivovém systému tohoto motoru. Během období 2018–2021 bylo na Boeingu 737 MAX v údržbové organizaci vyměněno 73 palivových trysek, přičemž každý motor LEAP jich obsahuje 19. Palivová tryska je zobrazena na obrázku č. 18. Z uvedené statistiky je zřejmé, že daná technologie ještě není zcela bezchybná, jelikož palivová tryska musí bezvýhradně odolávat extrémním teplotám okolo 1 648 °C a musí být zároveň přesná v dávkování paliva. Firma GE v současnosti vyvíjí 3D tištěné díly pro motor GE9X, největší proudový motor na světě, který bude instalován na příští generaci dálkového osobního letadla Boeing 777X.



Obrázek 18: Palivová tryska pro motor LEAP, převzato z:[55]



Obrázek 19: Palivová tryska pro motor CFM56-7, převzato z:[56]

V roce 2019 byl publikován článek na webu Simple Flying popisující problém usazování uhlíku v palivových tryskách motorů LEAP-1A a LEAP-1B, které jsou použity na letadlech Boeing 737 MAX a Airbus A320neo. U těchto motorů se vyskytuje problém usazování uhlíku, tzv. koksování. Motory s turbínou jsou na nahromadění uhlíku vysoce citlivé. Usazeniny z odpařeného paliva a jiného materiálu vytvářejí překážku palivovým tryskám, které tak mohou zcela ucpat. Tato překážka může vést k nerovnoměrnému teplotnímu proudění ve spalovací komoře a může způsobit vznik horkých míst uvnitř vysokotlaké turbíny. To vše může způsobit potenciální poruchu a ohrožení bezpečnosti chodu motoru.

Roku 2019 byl let Southwest 8701 nucen nouzově přistát zpět v Orlando. Následně bylo zjištěno, že došlo k usazování uhlíku v motoru, což vedlo k poruše lopatek turbíny. Na základě



tohoto incidentu došlo ke změně plánu údržby motoru CFM LEAP, tak aby byly palivové trysky vyměňovány v kratším časovém intervalu. Na základě preventivní kontroly motorů všemi dopravci byl odhalen problém přibližně u 1 % letadlového parku, přičemž ve všech případech šlo o motory LEAP-1B používané na Boeingu 737 MAX. (článek z roku 2019 věnující se problematice palivových trysek: <https://simpleflying.com/boeing-737-max-engine-investigation/>)

7.4 Výpočet intenzity poruch komponent

Výpočet intenzity poruch provádím proto, abych odhalil nejméně spolehlivé komponenty v daném systému. Pro výpočet intenzity poruch používám tento vzorec:

$$\frac{\text{počet závad}}{\text{počet nalétaných hodin}} = \lambda(t)$$

Zde je patrné, že intenzitu poruch jednotlivé komponenty spočítám počtem závad na komponentě vyděleným počtem hodin letadla v provozu. Bylo vybráno 7 letadel Boeing 737 MAX, na kterých bylo nalétáno 39 526 hodin, a 7 letadel Boeing 737 NG s náletem 48 765 hodin, to vše v letech 2018 až 2021, kdy tato letadla už opět aktivně létala a Boeing 737 MAX již nebyl uzemněn.

Tabulka 5: Tabulka intenzity poruch $\lambda(t)$ komponentů

Boeing 737 MAX		Boeing 737 NG	
Komponenta	Intenzita poruch $\lambda(t)$	Komponenta	Intenzita poruch $\lambda(t)$
FUEL NOZZLES	0,001847	EEC	0,000574
		HYDROMECHANICAL UNIT GE SPEC 1853M56P16	0,000328



7.5 Střední doba poruch

Pro porovnání hodnot je nezbytné převést výsledky na hodnoty, které můžeme dále porovnávat s hodnotami uváděnými výrobcem. Použijí výpočet tzv. Mean time to failure (MTTF), tedy střední dobu mezi poruchami. Tato hodnota je vypočtena podle následujícího vzorce:

$$MTTF = \frac{1}{\lambda(t)} [FH]$$

V něm je použita převrácená hodnota $\lambda(t)$, což je intenzita poruch vztažená k počtu naléтанých hodin.

Tabulka 6: Střední doba poruch MTTF [FH] komponent

Boeing 737 MAX		Boeing 737 NG	
Komponenta	MTTF [FH]	Komponenta	MTTF [FH]
FUEL NOZZLES	541,4185	EEC	1742,16
		HYDROMECHANICAL UNIT GE SPEC 1853M56P16	3048,780

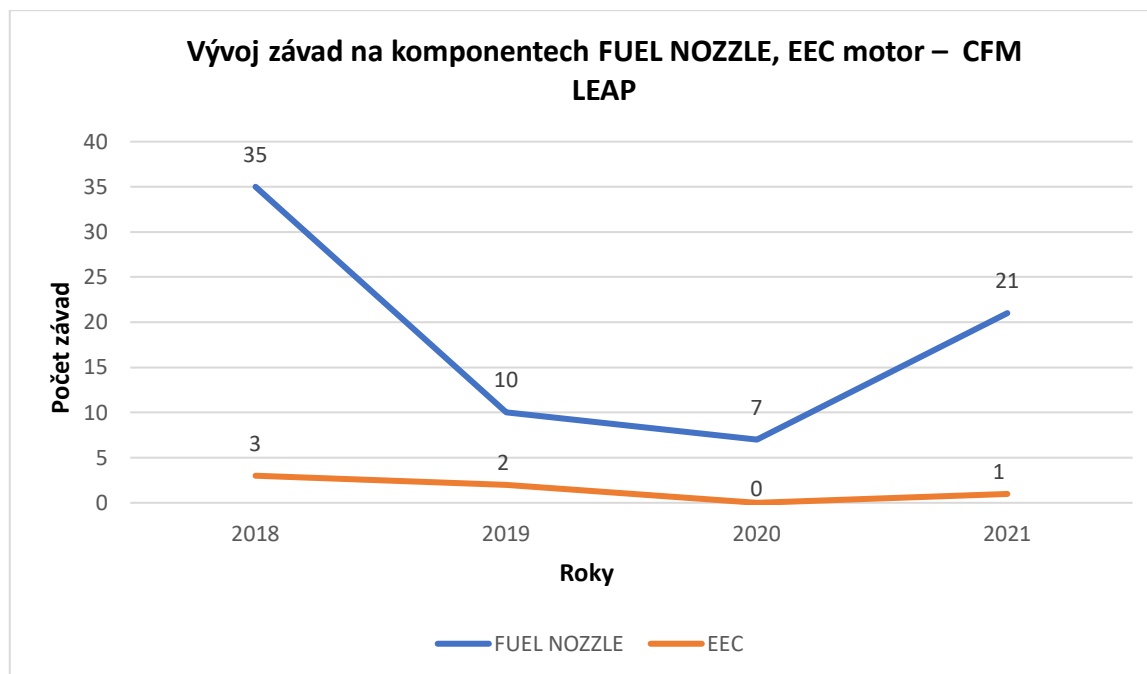
7.6 Výsledné zhodnocení

Hlavním cílem této práce bylo zjistit, který ze dvou posuzovaných motorů vykazuje vyšší spolehlivost palivové soustavy a zda nový motor CFM LEAP splňuje vyšší požadavky na spolehlivost, a je tím pádem lépe funkční než jeho předchozí verze CFM56-7.

Z dat vyplývá, že nový motor CFM LEAP má největší počet závad na palivových tryskách (FUEL NOZZLE) v palivové soustavě. Malý počet závad byl i na jednotce EEC. Průběh závad



FUEL NOZZLE a EEC v letech 2018–2021 je zobrazen v grafu č. 1. Palivové trysky jsou vyráběny novou technologií 3D tisku, která přináší značné výhody podle CFMI. Ovšem může přinášet i problémy, které se projevují až v provozu motoru, jako je karbonizace trysek, v důsledku níž je nezbytná jejich výměna. Tato skutečnost se pak promítá do zvýšených nákladů na údržbu, jelikož cena jedné palivové trysky se pohybuje okolo 10–20 tisíc dolarů. Palivové trysky u předchozí verze motoru CFM56-7B byly složeny z několika dílů, což činilo výrobu složitější a zdlouhavou.

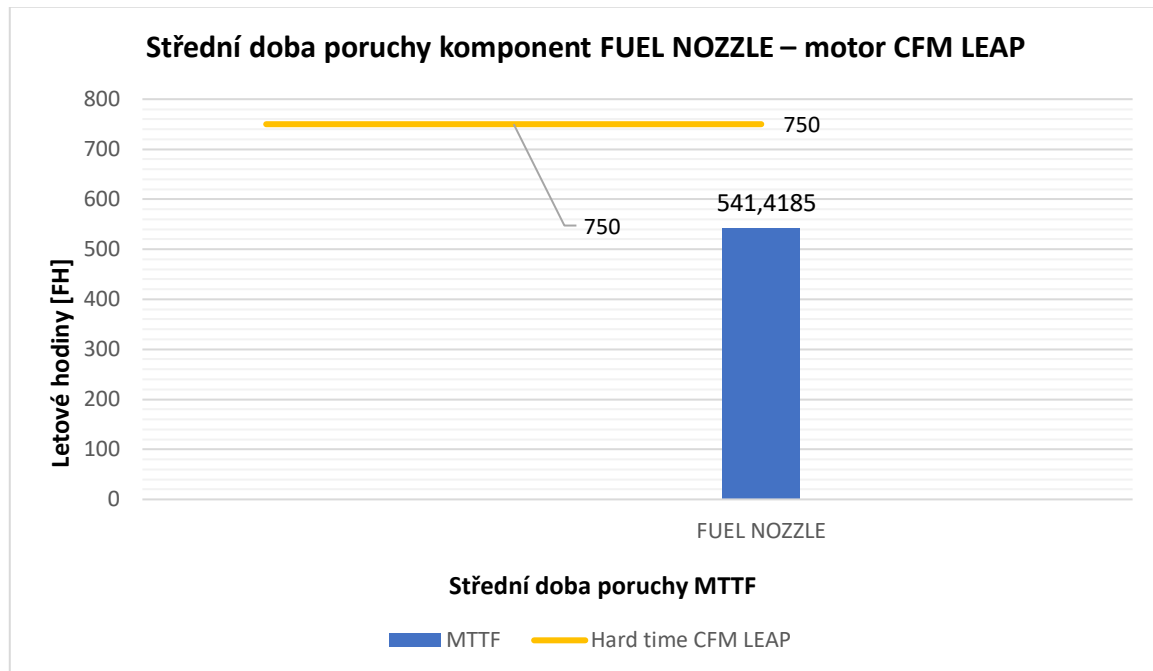


Graf 1: Vývoj závad na komponentech Boeingu 737 MAX – motor CFM LEAP

Na grafu č. 1 je vidět průběh závad na palivových tryskách a jednotce EEC v letech 2018–2021. V roce 2020 se počet závad na palivových tryskách zmenšil na hodnotu 7 a jednotka EEC vykazovala hodnotu 0. Vysvětlením, proč se takto razantně hodnoty zmenšily je, že od roku 2019 byl Boeing 737 MAX s motory CFM LEAP uzemněn díky nehodám, které způsobil jeho stabilizační systém MCAS (Maneuvering Characteristics Augmentation System) a v roce 2020 přišla pandemie covid-19 a letecký provoz byl utlumen.

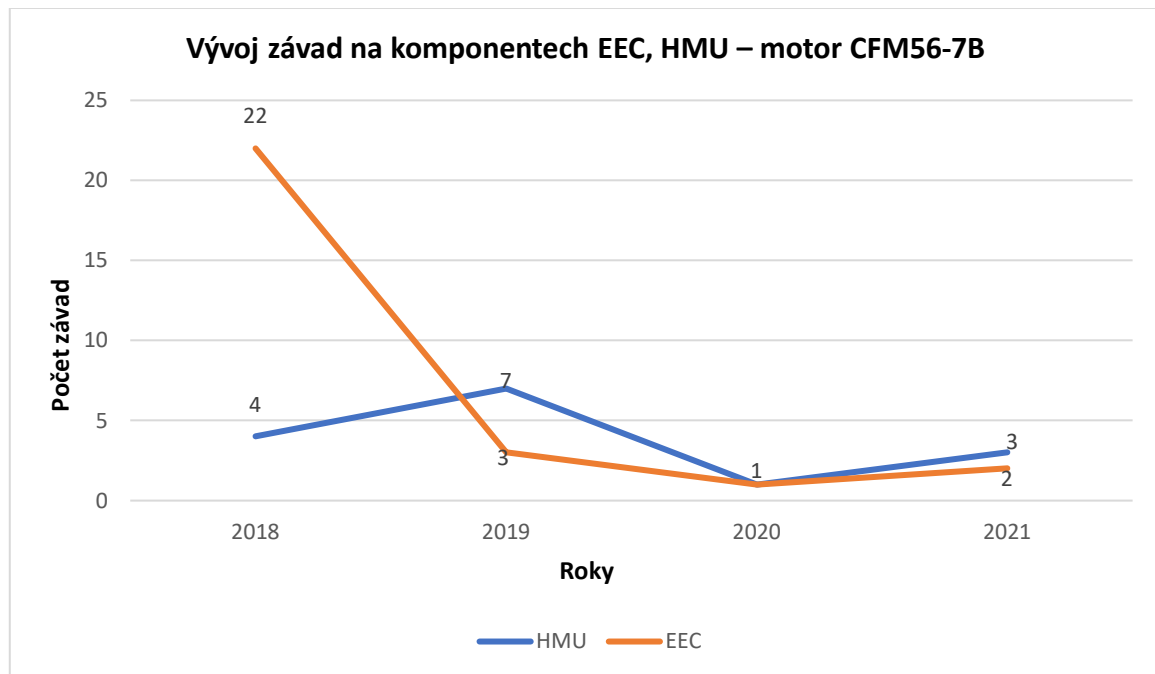
Z analýzy vyplynulo, že střední doba poruchy palivových trysek vychází zhruba na 541 letových hodin, což je menší hodnota, než udává AMM (Aircraft Maintenance Manual), kde je hard time (interval údržby) 750 letových hodin motoru, viz graf č. 2. Při náletu 3 000 letových hodin za rok by v takovém případě bylo nezbytné měnit palivové trysky šestkrát ročně. Toto zjištěné snížení spolehlivosti palivové soustavy, kdy je nutno trysky měnit ještě před

dosažením 750 letových hodin, znamená pro provozovatele zvýšené náklady na údržbu motoru CFM LEAP oproti nákladům předpokládaným na základě hodnot uváděných v AMM.



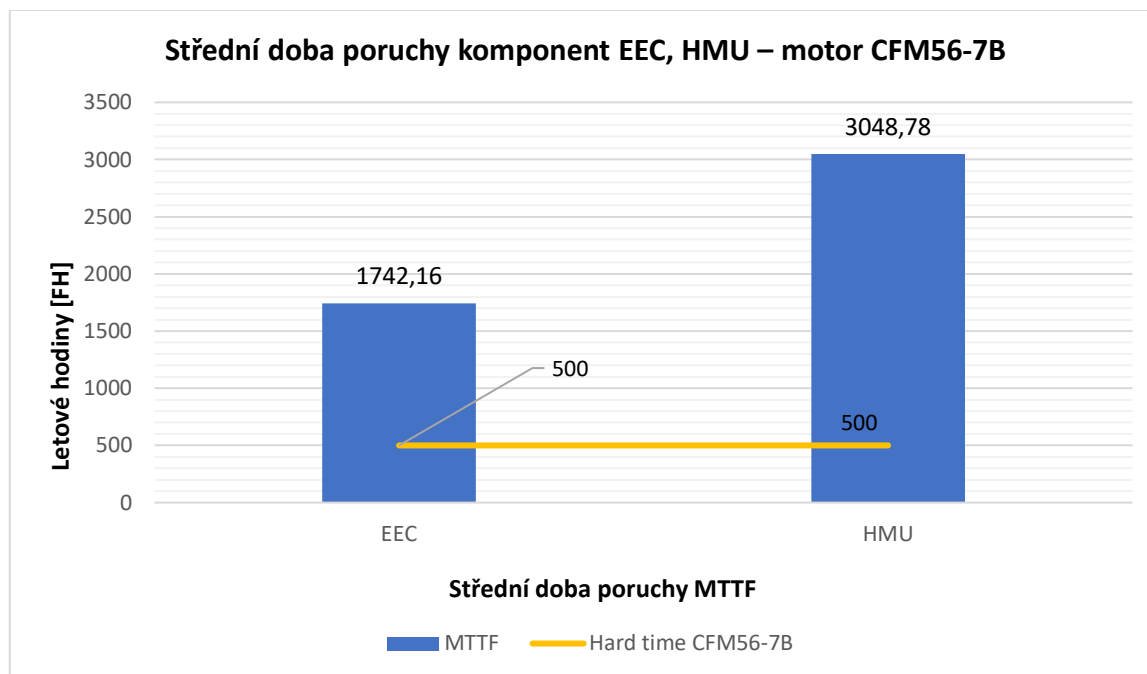
Graf 2: Střední doba poruchy komponent Boeingu 737 MAX – motor CFM LEAP

U motoru CFM56-7 se nejčastěji vyskytovaly problémy s Electronic Engine Control a Hydromechanical Unit. Vývoj závad na tomto motoru v letech 2018–2021 je zobrazen v grafu č. 3. Výše uvedené komponenty jsou velice namáhané, jelikož řídí ostatní části motoru, a jsou pro celý systém stěžejní. EEC dává signály do celého motoru a komunikuje s jednotkou HMU, která ovládá dávkování paliva a ostatní ventily, např. VSV (Variable Bleed Valves), VBV (Variable Stator Vanes) atd. EEC a HMU tvoří systém FADEC, který je tím hlavním, pomocí něhož jsou řízeny všechny chody v motoru, např. řízení průtoku paliva, poloha lopatek statoru či polohy různých ventilů. FADEC dokáže řídit startovací sekvenci motoru a opětovné spuštění motoru za letu v případě nouze.



Graf 3: Vývoj závad na komponentech Boeingu 737 NG – motor CFM56-7B

Analýza ukázala, že pro EEC je střední doba poruchy 1 742 letových hodin a pro HMU je to 3 048 letových hodin. Při srovnání s hodnotami uváděnými výrobcem je patrné, že obě hodnoty středních poruch pro tyto komponenty jsou vyšší, než je hranice hard time 500 letových hodin motoru CFM65-7, což znamená, že tyto komponenty jsou spolehlivé. Výše uvedené je znázorněno na grafu č. 4. Ovšem nalétá-li letadlo za rok 3 000 letových hodin, je nutno vyměnit jednotku HMU jednou a EEC dvakrát ročně. Při ceně za HMU v rozmezí 150 až 200 tisíc dolarů a při ceně za EEC 250 tisíc dolarů bude mít provozovatel letadla náklady na údržbu motoru velmi vysoké. Motor CFM56-7 se jeví jako velice spolehlivý, ale přináší značné náklady na údržbu, budou-li jednotky EEC a HMU měněny tak často, jak je uvedeno výše.



Graf 4: Střední doba poruchy komponent u Boeingu 737 NG – motor CFM56-7B

Po zhodnocení obou motorů je patrné, že komponenty HMU a EEC na motoru CFM56-7 jsou velmi spolehlivé a nesnižují spolehlivost palivového systému, jelikož jejich střední doba poruchy byla několikrát větší než hranice hard time pro daný motor. Ovšem výměny jednotek EEC a HMU za nové jsou velmi finančně nákladné, a to jednak kvůli vysoké pořizovací ceně nových komponent a jednak z důvodu technické složitosti jejich výměny. Dodací lhůty komponent ze zahraničí se pohybují okolo 3 měsíců, což dobu provádění údržby značně prodlužuje, a letadlo se tak stává AOG (Aircraft On Ground) a provozovatel na daném letadle trpí. Nejčastější závady na motoru CFM LEAP vykazovaly palivové trysky, jejichž střední doba poruchy byla pod stanovený hard time motoru. Z toho vyplývá, že palivové trysky daného motoru by měly být měněny častěji, než uvádí AMM, aby se předešlo jejich závadám a případným větším problémům motoru. Ve sledovaném období let 2018–2021 vykazovala jednotka EEC u motoru CFM LEAP pouze malý počet závad a HMU nulový počet závad, tudíž tyto jednotky nebyly zařazeny do spolehlivostní analýzy.

Z hlediska údržby palivového systému vychází motor CFM LEAP se svými palivovými tryskami i přes jejich závady výhodněji, jelikož technologie 3D tisku se bude stále vyvíjet a zdokonalovat. Motor CFM LEAP nabízí i výhody jako jsou větší úspora paliva a nižší emise, lehčí a pevnější lopatky dmychadla díky technologii 3D tkaného kompozitního materiálu a procesu resin transfer molding vyvinutého a patentovaného společností Safran Aircraft Engines atd.



Analýzou dat údržby bylo prokázáno, že palivové trysky na motoru CFM LEAP nepřinášejí větší spolehlivost, ale jednotky HMU a EEC přinesly větší spolehlivost, jelikož EEC mělo malý počet závad a HMU nulový počet závad. Oproti tomu na motoru CFM56-7 jednotky EEC, HMU jeví největší počet závad, ale přesto jsou spolehlivé, jelikož měli střední dobu poruchy nad hard time. Problém je ve finanční nákladnosti výměny jednotek HMU a EEC na motoru CFM56-7.

Pro zlepšení spolehlivosti palivové soustavy na motoru CFM LEAP je doporučením pro údržbu zavést častější kontroly palivových trysek, tedy zkrátit hard time, aby se předcházelo jejich závadám. Z české údržbové organizace bylo potvrzeno, že závady na palivových tryškách jsou velmi časté. Dále bylo pracovníkem sděleno, že výměna palivových trysek probíhá jako celý komplet, kdy se nemění pouze jedna vadná tryška, nýbrž celá sada všech 18 trysek. Závady trysek jsou monitorovány pomocí teplotních senzorů na těchto tryškách a senzorů teploty v motoru. Údržbová organizace schvaluje zkrácení intervalu hard time na motoru CFM LEAP, tímto zkrácením by se spolehlivost trysek zvýšila a tím by se předcházelo i jejich častým závadám, kdy by mohly způsobit komplikace na motoru.

Data z údržby letadel byla poskytnuta pouze jedním leteckým dopravcem. Z toho důvodu nemohla být do analýzy zahrnuta data jiných společností, která by byla zdrojem dalších relevantních informací, poznatků a možná i jiného úhlu pohledu na danou problematiku. Další skutečností, která získaná data, a tedy i provedenou analýzu limitovala, bylo uzemnění letadel Boeing 737 MAX kvůli systému MCAS (Maneuvering Characteristics Augmentation System). Tento systém sloužící ke stabilizaci letu, vyvinutý společností Boeing, způsobil dvě vážné letecké nehody, po nichž následovalo uzemnění všech letadel tohoto typu. Leteckou dopravu celkově ochromila v letech 2020-2021 také pandemie onemocnění covid-19, kdy většina letadel byla málo využívána a přešla do skladovacího režimu. Můžeme tedy očekávat, že další závady na motoru CFM LEAP ukáže provoz a čas. Ovšem i přes to všechno odborná komunita věří, že motor CFM LEAP je skutečně spolehlivější a úspornější než jeho předchůdce a že přinese výhody, které výrobce udává.



Závěr

Cílem této práce bylo porovnat spolehlivost motoru CFM56-7 Boeingu 737 NG a motoru CFM LEAP Boeingu 737 MAX a následně vybrat tu soustavu motoru (palivovou, pneumatickou, olejovou), ve které komponenty vykazovaly největší počet závad ve sledovaném období let 2018–2021, a určit důvody jejich poruchovosti. Pro vypracování analýzy byla poskytnuta data české letecké společnosti, v jejíž flotile jsou letouny s těmito motory a jež se jejich údržbou zabývá. Dílčím cílem práce bylo identifikovat komponenty se zvýšeným počtem závad, jež by mohly způsobit závažné poruchy v dané soustavě, a tedy celkově přispět ke snížení spolehlivosti soustavy a daného motoru. Dále bylo úkolem určit, zda je nový motor spolehlivější než jeho předchůdce a zda přináší větší výhody v leteckém provozu, jak uvádí výrobce.

Na základě analýzy byla zvolena palivová soustava, jelikož je to systém velice komplexní, a protože poskytovala relevantní data pro analýzu komponent. Z vyříděných dat pro palivovou soustavu na letadlech Boeing 737 NG a Boeing 737 MAX bylo určeno, že nejvíce závad pro motor CFM LEAP byly palivové trysky (FUEL NOZZLE) zobrazeny v příloze č. 1 a malý počet závad na jednotce EEC. Problém palivových trysek spočívá v jejich 3D technologii výroby, kterou si nechala patentovat firma Safran. Tato technologie může být problém co do spolehlivosti z důvodu karbonizace vlivem nesprávného spalování palivové směsi, kdy jsou trysky ucpávány nedohořelým palivem. Střední doba poruchy ukázala, že trysky by měly být měněny ještě před hard time samotného motoru. Tudíž jejich spolehlivost je značně nižší, než výrobce motoru očekával.

U motoru CFM56-7 vykazovaly četné závady jednotky EEC a HMU. Tyto jednotky jsou velice složité, jelikož řídí všechny chody v motoru, jako například dávkování paliva, ventily či nastavení polohy lopatek. Na jednotce HMU dochází k netěsnostem, kdy se kapalina (palivo) dostává přes těsnění ven z dané jednotky. Tato závada vede k okamžité výměně za nový kus. Problém by ovšem nastal i při kontaminaci paliva, kdy by cizí částice mohly zacpat ventil v samotné jednotce a zneschopnit tak funkci HMU. Oproti tomu EEC často trpí na opotřebení elektronických součástí, u kterých časem dochází k degradaci tištěných spojů. Jednotka je sice chlazena, přesto však může docházet k jejímu přehřívání. Například u motoru CFM LEAP byla jednotka EEC rozdělena na dvě samostatné jednotky viz příloha č. 2, kdy každá jednotka tvoří jeden kanál A, nebo B, a ke každé z nich bylo ještě přidáno dodatečné chlazení. CFM56-7 má v jednotce EEC oba kanály, A i B, přičemž tyto kanály si navzájem kontrolují funkce, aby nedocházelo k nesprávným činnostem. Kanál A kontroluje kanál B a naopak. Střední doba poruchy komponent EEC a HMU je větší, než je hard time pro motor CFM56-7. Komponenty



tedy vykazují větší spolehlivost. Přesto však z dat vyplývá, že při náletu 3 000 letových hodin za rok by se musela jednotka HMU měnit jednou a EEC dvakrát ročně, což znamená značné náklady na údržbu motoru a finanční ztráty pro provozovatele, neboť dodání nových komponentů se pohybuje v řádech měsíců a letadlo se stává AOG, tedy vyřazené z provozu.

Na základě výsledků této práce bylo dokázáno, že nový motor CFM LEAP přináší i přes závady s palivovými tryskami značné výhody jako jsou menší náklady v údržbě, úspora paliva a větší výkon motor než jeho předchůdce. Použití 3D tisku bude do budoucna ještě více rozšířeno při výrobě komponent pro motor. Firma CFMI už teď pracuje na motoru GE9X největším proudovém motoru na světě. Většina dílů na tomto motoru bude tištěna 3D technologií a počáteční chyby budou eliminovány. Aby palivová soustava na motoru CFM LEAP byla spolehlivá, je doporučováno údržbovým organizacím zavést častější kontroly palivových trysek, tedy zkrátit intervaly hard time na motoru, a tím předcházet jejich závadám.

Výsledky této práce byly ovlivněny pandemií onemocnění covid-19, v důsledku které byla letecká doprava po celém světě utlumena, a kauzou uzemnění letadel Boeing 737 MAX kvůli poruchám stabilizačního systému MCAS.



Seznam použité literatury

- [1] Typy leteckých motorů. In: *LeteckéMotory.cz* [online]. © 2002 [cit. 2022-07-11]. Dostupné z: <http://www.leteckemotory.cz/teorie/typy-leteckych-motoru/>
- [2] ŽEZULA, Jiří. Jak se letadla dělí podle typu pohonu a principy fungování různých druhů letadlových motorů. In: *Flying Revue* [online]. 27.11.2018. [cit. 2022-07-11] Dostupné z: <https://www.flying-revue.cz/svet-letecke-dopravy-struktura-letadlovehoparku>
- [3] 90. let od patentu prvního proudového motoru. In: *PBS* [online]. 23. 01. 2020 [cit. 2022-07-11]. Dostupné z: <https://www.pbs.cz/cz/Blog/90-let-od-patentu-prvniho-proudoveho-motoru>
- [4] Proudový motor. In: *Wikiwand* [online]. 2005 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: https://www.wikiwand.com/cs/Proudov%C3%BD_motor
- [5] Dvouproudový motor. In: *MZF: Tomáš Bureš* [online]. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <http://tomas-bures.mzf.cz/Leteck%C3%A9%20technologie/Dvouproudov%C3%BD%20motor.html>
- [6] HUNNICUTT, R. P. *Sherman: A History of the American Medium Tank*. Novato: Presidio Press, 1978, s. 525–571. ISBN 0891410805.
- [7] OWERS, Collin A.; James J. GUTTMAN, a James J. DAVILLA. *Salmson aircraft of World War I*. Boulder: Flying Machine Press, 2001, s. 1. ISBN 1-891268-16-3.
- [8] ŠIMÍČEK, Petr. *Letadlové hvězdicové motory*. Brno, 2014. Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojíního inženýrství, Ústav automobilního a dopravního inženýrství. Vedoucí práce Ing. Lubomír Drápal.
- [9] Walter NZ-120. In: *Wikiwand* [online]. 2012 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: https://www.wikiwand.com/en/Walter_NZ_120
- [10] Walter Minor 12 I-MR. In: *Wikipedie* [online]. 2019 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: [https://cs.wikipedia.org/wiki/Walter_Minor_12#/media/Soubor:Walter_Minor_12_I-MR_\(2\).jpg](https://cs.wikipedia.org/wiki/Walter_Minor_12#/media/Soubor:Walter_Minor_12_I-MR_(2).jpg)
- [11] Schematic diagram of the operation of a turboprop engine. In: *Wikimedia Commons* [online]. 2009 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/29/Turboprop_operation-en.svg
- [12] BILIEN, Jean a Ram MATTA. The CFM56 venture. *Aircraft Design and Operations Meeting* [online]. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989 [cit. 2022-08-04]. Dostupné z: doi:10.2514/6.1989-2038
- [13] 30,000th CFM56 engine comes off the production-line [tisková zpráva]. In: *CFM* [online]. July 12, 2016 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/cfm-news-release-30000th-cfm56-engine-comes-production-line/>



- [14] CFM56 fleet surpasses 800 million flight hours line [tisková zpráva]. In: *CFM* [online]. 2 June 2016 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/cfm56-fleet-surpasses-800-million-flight-hours/>
- [15] TCDS E.067 for CFM56-7B series engines. In: *EASA* [online]. 1 March 2016. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E%20004%20TCDS%20issue%2005_20160103_1.0.pdf
- [16] CFM56-7B. In: *Safran* [online]. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: http://www.safran-aircraft-engines.com/file/download/fiche_cfm56-7b_ang.pdf
- [17] CFM56 - The best-selling engine in commercial aviation history. In: *Safran* [online]. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.safran-group.com/products-services/cfm56-best-selling-engine-commercial-aviation-history>
- [18] CFM56-5B Turbofan Engine. In: *CMF* [online]. 7 March 2010 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://web.archive.org/web/20100307035338/http://www.cfm56.com/products/cfm56-5b>
- [19] MORRIS, John. "Son of CFM" - TECH56. In: *Aviation Week's Show News Online* [online]. 24 July 2000 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://web.archive.org/web/20010703030446/http://www.aviationweek.com/shownews/00farn1/hardwr05.htm>
- [20] NORRIS, Guy. CFMI details insertion plan for Tech 56. In: *Flight Global* [online]. Flight International, 4 August 2004 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <http://www.flightglobal.com/news/articles/cfmi-details-insertion-plan-for-tech-56-185357/>
- [21] CFM'S Advanced Double Annular Combustor Technology. In: *CFM International Press Release* [online]. 9 July 1998. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: http://www.cfm56.com/press/news/cfms%2Badvanced%2Bdouble%2Bannular%2Bcombustor%2Btechnology/198?page_index=23
- [22] CFM56-5B/-7B Tech Insertion Package On Schedule For 2007 EIS. In: *CFM International Press Release* [online]. 13 June 2005. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: http://www.cfm56.com/press/news/cfm56-5b/-7b%2Btech%2Binsertion%2Bpackage%2Bon%2Bschedule%2Bfor%2B2007%2Beis/135?sort=2&advanced=1&channel_id=&searchkey=taps&datefrom=1%2F1%2F2006&dateto=mm%2Fdd%2Fyyyy&sortcheck=2
- [23] ANGRAND, A. Tech Insertion: Eternal youth for the CFM56. In: *Safran* [online]. November 2007, s. 26–7 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <http://www.safrana.com/IMG/pdf/SAFRAN2UKp26-27.pdf>
- [24] NORRIS, Guy. Airbus Weighs Modified CFM56-5. In: *Aviation Week* [online]. 12 May 2010 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <http://aviationweek.com/awin/airbus-weighs-modified-cfm56-5-upgrade-options>



- [25] CFM56-7B. In: *Safran* [online]. March 2011. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
http://www.safran-aircraft-engines.com/file/download/fiche_cfm56-7b_ang.pdf
- [26] VELUPILLAI, David. CFM56 Comes of Age. In: *Flight Global* [online]. Flight International, 18 April 1981 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
<https://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1981/1981%20-%201100.html>
- [27] NORRIS, Guy. Smooth Start To Fast-Paced Leap-1A Test Program. In: *Aviation Week Network* [online]. October 28, 2013 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
<http://aviationweek.com/awin/smooth-start-fast-paced-leap-1a-test-program>
- [28] NORRIS, Guy. Pratt Targets: Hot, Rotating Blade Use Of CMCs. *Aviation Week & Space Technology*, April 27, 2015, s. 55. Dostupné také z:
http://assets.penton.com/digitaleditions/AW/AWST_150427.pdf
- [29] KELLNER, Tomas. The FAA Cleared the First 3D Printed Part to Fly in a Commercial Jet Engine from GE. In: *GE* [online]. [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
<http://www.gereports.com/post/116402870270/the-faa-cleared-the-first-3d-printed-part-to-fly/>
- [30] CFM Unveils New LEAP-X Engine. In: *CFM* [online]. July 13, 2008 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/cfm-unveils-new-leap-x-engine/>
- [31] NORRIS, Guy. CFM Marks 40th Anniversary With Leap-1 Flight Test. In: *Aviation Week Network* [online]. October 13, 2014 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
<http://aviationweek.com/commercial-aviation/cfm-marks-40th-anniversary-leap-1-flight-test>
- [32] CFM launches a new era as first LEAP engine begins ground testing. In: *CFM* [online]. September 6, 2013 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
<https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/cfm-launches-a-new-era-as-first-leap-engine-begins-ground-testing/>
- [33] LEAP. In: *CFM* [online]. June 2017 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
https://www.cfmaeroengines.com/wp-content/uploads/2017/09/Brochure_LEAPfiches_2017.pdf
- [34] CFM LEAP Engine Surpasses Ten Million Flight Hour. In: *Arabian Defence* [online]. May 6th, 2021 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.arabiandefence.com/2021/05/06/cfm-leap-engine-surpasses-ten-million-flight-hours/>
- [35] The Leap Engine In: *CFM* [online]. © 2022 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
<https://www.cfmaeroengines.com/engines/leap/>
- [36] LEAP-1B Powering the Boeing 737 MAX. In: *SP's aviation* [online]. 2017 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.sps-aviation.com/story/?id=2164&h=LEAP-1B-Powering-the-Boeing-737-MAX>



- [37] TCDS No.E.110 for LEAP-1A & LEAP and1C Series Engines. In: *EASA* [online]. 11 March 2016 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z:
https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20E%20110%20TCDS%20Issue%202%20LEAP-1A_1C_20161103_1.0.pdf
- [38] HOLUB, Rudolf a Zdeněk VINTR. *Spolehlivost letadlové techniky*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, 2001. Dostupné také z: <https://adoc.pub/spolehlivost-letadlove-techniky.html>
- [39] ŽEZULA, Jiří. Provoz a údržba letadel. In: *Flying Revue* [online]. 12.2.2019. [cit. 2022-07-11] Dostupné z: <https://www.flying-revue.cz/provoz-a-udrzba-letadel>
- [40] NOVOTNÝ, Tomáš. *Řízení údržby letadel a odstraňování závad při provozu* [online]. Brno, 2009. [cit. 25.07.2022]. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Ing Jiří Zdich. Dostupné z:
https://www.vut.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=18070
- [41] BRŮŽEK, Petr. *Sledování spolehlivosti údržby letadlové techniky*. Ostrava, 2009. Diplomová práce. VŠB-TU Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy. Katedra civilního letectví. Ing. Rostislav Horecký.
- [42] KOCÁB, Jindřich a Josef ADAMEC. *Letadlové motory*. 3. vyd. Praha: Corona, 2020. ISBN 978-80-86116-94-5.
- [43] SCHOLZ, Dieter. Jet Engines – Bearings, Seals and Oil Consumption. In: *Haw Hamburg* [online]. 2018-04-02 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/Aero/AERO_M_JetEngineBearingsAndOilConsumption_18-04-02.pdf
- [44] Aircraft Gas Turbine Engine Lubrication System Components. In: *Aeronautics-Guide* [online]. © 2022 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.aircraftsystemstech.com/p/air-oil-coolers-two-basic-types-of-oil.html>
- [45] Aircraft Fuel Systems. In: *SKYbrary* [online]. © 2021-2022 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://skybrary.aero/articles/aircraft-fuel-systems>
- [46] 19. Power plant. In: *Airbus Technical Notes* [online]. 15th July 2022 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://hursts.org.uk/airbus-technical/html/ar01s19.html#engine-fuel-system>
- [47] Aircraft Bleed Air Systems. In: *SKYbrary* [online]. © 2021-2022 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://skybrary.aero/articles/aircraft-bleed-air-systems>
- [48] Pneumatic system of an aircraft. In: *Wiki* [online]. 26 November 2020 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: https://second.wiki/wiki/sistema_neumc3a1tico_de_una_aeronave
- [49] Engine Bleed Air System. In: *My Aviation Book* [online]. November 10, 2018 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <http://myaviationbook.blogspot.com/2018/11/engine-bleed-air-system.html>



- [50] Electronic Engine Controls. In: *BAE Systems* [online]. © 2022 [cit. 2022-07-25]. Dostupné z: <https://www.baesystems.com/en/productfamily/electronic-engine-controls>
- [51] FADEC 3 - 3rd generation Full Authority Digital Engine Control. In: *Safran* [online]. [cit. 2022-07-16]. Dostupné z: <https://www.safran-group.com/products-services/fadec-3-3rd-generation-full-authority-digital-engine-control>
- [52] What is the difference between variable and transient bleed valves? In: *Aviation Stack Exchange* [online]. Feb 7, 2018 [cit. 2022-07-16]. Dostupné z: <https://aviation.stackexchange.com/questions/48373/what-is-the-difference-between-variable-and-transient-bleed-valves>
- [53] SHER, D. GE Aviation already 3D printed 30,000 fuel nozzles for its leap engine. In: *3D Printing Media Network* [online] October 5, 2018 [cit. 2022-07-16]. Dostupné z: <https://www.3dprintingmedia.network/ge-aviation-already-3d-printed-30000-fuel-nozzles-for-its-leap-engine/>
- [54] CROFT, John. Fueling fears. *Aviation Week and Space Technology*, 18th February 2013, s. 33.
- [55] UNDERWOOD, Jerry. GE Aviation's Auburn plant ships 100,000th 3D-printed fuel nozzle. In: *Alabama NewsCenter* [online]. August 17, 2021 [cit. 2022-07-16]. Dostupné z: <https://alabamanewscenter.com/2021/08/17/ge-aviations-auburn-plant-ships-100000th-3d-printed-fuel-nozzle/>
- [56] Capabilities Data: FUEL NOZZLE. In: *Lufthansa Technik* [online]. [cit. 2022-07-16]. Dostupné z: <https://www.lufthansa-technik.com/eparcatalog/productDetail.xhtml?source=lhtcom&pno=6840023E17>

Přílohy

Příloha 1: Spalovací komora a palivové trysky motoru CFM LEAP, převzato z: ICN-LEAP-1A-731130-B-07482-02010-A-002-01



Příloha 2: Electronic Engine Controls na motoru CFM LEAP, převzato z: ICN-LEAP-1A-
732155-B-07482-02010-A-004-01

