

VŠB – Technická univerzita Ostrava

Fakulta strojní

Institut dopravy

Informační systém turbínového motoru

Information system for gas turbine engine

Student:

Bc. Pavel Siegl

Vedoucí diplomové práce:

prof. Ing. Rudolf Volner, CSc.

Ostrava 2012

Zadání diplomové práce

Student: **Bc. Pavel Siegl**
Studijní program: N2301 Strojní inženýrství
Studijní obor: 2301T003 Dopravní technika a technologie
Specializace: 40 Letecká doprava
Téma: **Informační systém turbínového motoru**
Information System for Gas Turbine Engine

Zásady pro vypracování:

Analýza turbínových motorů
Informační systém motoru
Srovnání datových parametrů motorů letadel A320 a B737
Technická a ekonomická optimalizace

Seznam doporučené odborné literatury:

Kolektiv autorů: Učebnice pilota, Svět křídel, 2003, ISBN 80-85280-89-2
Mertl, V.: Konstrukce a projektování letadel, Brno: VUT Brno, 2000, ISBN 80-214-1789-7
Mikula, J.: Konstrukce a projektování letadel I, Praha: FS ČVUT, vydavatelství ČVUT, 2004. ISBN 80-01-03073-3
Mikula, J.: Konstrukce a projektování letadel II, Praha: FS ČVUT, vydavatelství ČVUT, 2005. ISBN 90-01-03338-4

Formální náležitosti a rozsah diplomové práce stanoví pokyny pro vypracování zveřejněné na webových stránkách fakulty.

Vedoucí diplomové práce: **prof. Ing. Rudolf Volner, CSc.**

Datum zadání: 16.12.2011

Datum odevzdání: 21.05.2012



doc. Ing. Vladimír Smrž, Ph.D.
vedoucí katedry



prof. Ing. Radim Farana, CSc.
děkan fakulty

Místopřísežné prohlášení studenta

Prohlašuji, že jsem celou diplomovou práci včetně příloh vypracoval samostatně pod vedením vedoucího diplomové práce a uvedl jsem všechny použité podklady a literaturu.

V Ostravě
17.5.2012

.....
Siegl

Podpis studenta

Prohlašuji, že

- jsem byl seznámen s tím, že na moji diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., autorský zákon, zejména § 35 – užití díla v rámci občanských a náboženských obřadů, v rámci školních představení a užití díla školního a § 60 – školní dílo.
- beru na vědomí, že Vysoká škola báňská – Technická univerzita Ostrava (dále jen „VŠB-TUO“) má právo nevýdělečně ke své vnitřní potřebě diplomovou práci užít (§ 35 odst. 3).
- souhlasím s tím, že diplomová práce bude v elektronické podobě uložena v Ústřední knihovně VŠB-TUO k nahlédnutí a jeden výtisk bude uložen u vedoucího diplomové práce. Souhlasím s tím, že údaje o kvalifikační práci budou zveřejněny v informačním systému VŠB-TUO.
- bylo sjednáno, že s VŠB-TUO, v případě zájmu z její strany, uzavřu licenční smlouvu s oprávněním užít dílo v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona.
- bylo sjednáno, že užít své dílo – diplomovou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití mohu jen se souhlasem VŠB-TUO, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly VŠB-TUO na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše).
- beru na vědomí, že odevzdáním své práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů, bez ohledu na výsledek její obhajoby.

V Ostravě : 17.5.2012



Podpis studenta

Bc. Pavel Siegl

Mariánské Lázně, Úšovice. Havlíčkova 530/1. Okres Cheb

Anotace diplomové práce

Siegl P. Informační systém turbínového motoru: diplomová práce. Ostrava: VŠB – Technická univerzita Ostrava, Fakulta strojní, Institut dopravy – 342, Ústav letecké dopravy, 2012, 87 stran, Vedoucí diplomové práce práce: prof. Ing. Rudolf Volner, CSc.

Diplomová práce se zabývá problematikou informačních systémů turbínových motorů letounů Airbus 320 a Boeing 737. V úvodní části této práce je uvedeno seznámení se s těmito letouny a je zde provedena analýza turbínových motorů. Na základě této analýzy jsou vybrány motory typu CFM 56-7B a CFM 56-5B, které jsou pohonnými jednotkami letounů rodiny Boeing 737-600/700/800/900 a letounů Airbus 318/319/320/321. Tyto motory jsou zde popsány z pohledu principu jejich funkce a jsou zde popsány i jejich jednotlivé části. Práce se zabývá problematikou informačních systémů motorů u výše uvedených letounů z hlediska principu jejich funkce a způsobu snímání a přenosu měřených veličin na motoru. Informační systémy motorů jsou zde u obou typů letounů popsány. V části srovnání datových parametrů motorů letadel A 320 a B 737 je provedena analýza motorových senzorů u obou typů motorů. V závěru práce je na základě této analýzy a porovnání motorových senzorů obou typů motorů navržena technická i ekonomická optimalizace v podobě modernizace motoru CFM56-5B.

Annotation of thesis

Siegl P. Information system for gas turbine engine: thesis. VŠB – Technical university Ostrava, Faculty of Mechanical Engineering, The institute of transportation – 342, Department of Air Transport, 2012, 87 pages, Supervisor: prof. Ing. Rudolf Volner, CSc.

This thesis deals with issues of information systems of turbine engines Airbus 320 and Boeing 737. In the first part of this dissertation is provided introduction of the aircraft and an analysis of turbine engines. Based on this analysis are selected types of engines CFM 56-7B and CFM 56-5B, which are aircraft propulsion units of the Boeing 737-600/700/800/900 and Airbus 318/319/320/321 family. These engines are described in terms of their functions, principles and there are also described their individual parts. The work deals with information systems for the above engines in terms of their principle, function and method of transmission values which are captured on the measured engines. Information systems of the both type of the engines are described. In the comparison part is made an analysis of the engines sensors used on the propulsion units of the aircrafts A320 and B737. In the end is made a proposal, based on this analysis and comparison of sensors of the both types of engines. There also is designed the technical and economic optimization by modernization of the engine CFM56-5B.

Poděkování

Chtěl bych poděkovat svému vedoucímu práce prof. Ing. Rudolfu Volnerovi, CSc. za konzultace, cenné rady a připomínky a za odborné vedení při zpracování diplomové práce. Rovněž bych chtěl poděkovat Ing. Karlu Krenčovi z firmy Travel Service, který svou vstřícností přispěl také k hodnotě této práce. Chtěl bych poděkovat i rodině za podporu při studiích a psaní diplomové práce.

Obsah diplomové práce

Seznam použitých zkratek	9
Cíle diplomové práce	12
Úvod	13
1. Analýza turbínových motorů	14
1.1. Seznámení se s letounem Airbus A 320	16
1.2. Seznámení se s letounem Boeing B 737	18
1.3. Pohonná jednotka řady CFM International 56	19
1.4. Analýza pohonné jednotky CFM 56-7B	21
1.5. Analýza pohonné jednotky CFM56-5B	26
2. Informační systém motoru	31
2.1. Informační systém motorů u letounu Airbus A 320	33
2.1.1. Centrální elektronický monitorovací systém ECAM	33
2.1.2. Systém ECAM letounu A 320	35
2.1.3. Systém FADEC	37
2.1.4. Systém FADEC u letounu Airbus A 320	39
2.2. Informační systém motorů u letounu Boeing B 737-800	42
2.2.1. Informační systém motorů letounu Boeing B 737-800	43
2.2.2. Regulace motorů u letounů Boeing 737-800	45
3. Srovnání datových parametrů motorů letadel A320 a B737	47
3.1. Snímané parametry motoru CFM 56-5B letounu A 320	48
3.1.1. Snímače, senzory a snímané veličiny na motoru CFM 56-5B	49
3.2. Snímané parametry motoru CFM 56-7B letounu B 737	60
3.2.1. Snímače, senzory a snímané veličiny na motoru CFM 56-7B	61
3.3. Porovnání senzorů motorů CFM56-7B a CFM56-5B	69
4. Technická a ekonomická optimalizace	71
4.1. Problematika na motorech CFM56 v oblasti nízkotlaké turbíny	72

4.1.1. Snímání teploty výstupních plynů v oblasti termodynamického řezu 49,5 motoru CFM56-7B a CFM56-5B	75
4.1.2. Návrh modernizace pohonné jednotky CFM56-5B	78
4.2. Volitelné monitorovací sady	79
Zhodnocení cílů	83
Závěr	84
Použitá literatura.....	86

Seznam použitých zkratk

Zkratka	Plné znění v anglickém jazyce	Plné znění v českém jazyce
EADS N.V	European Aeronautic Defence and Space Company	Evropská společnost působící v leteckém, vesmírném a zbrojním průmyslu
AC	alternating current	Střídavý elektrický proud
AGB	Accessory gear box	Skříň náhonů
AGB	Accessory drive	Skříň náhonů agregátů
APU	Auxiliary power unit	Přídavný palubní generátor
ARINC 429		Datová sběrnice
AVM	Aircraft vibration nonitoring	Systém monitorování vibrací
BAE Systems		Britská zbrojní firma
BITE	Built in test equipment	Vestavěné zkušební zařízení
CCDL	Cross channel data link	Křížové datové spojení
CDS	Central display systém	Centrální displejový systém
CEAP/6		Předpis
CFM 56		Typová řada dvouproudových leteckých motorů s vysokým obtokovým poměrem
CFM International	Jint GE/Snecma company	Konsorcium firma SNECMA a General Electric
CRT	(Cathode ray tube)	Obrazovka typu CRT
DC	direct current	Stejnoseměrný proud
DEU	Display electronic unit	Displejové elektronické jednotky
DMC	Display management computer	Počítač zpracovávající data, která se zobrazují na displejích
ECAM	Electronic centralized aircraft monitoring	Informační systém letadlových systému a motorů
ECU	Electronic control unit	Elektronická kontrolní jednotka
EEC	Electronic engine control	
EFIS	Electronic flight instrument system	Systém letových přístrojů
EGT	Exhaust gas temperature	Teplota výstupních plynů
EICAS	engine indicating and crew alerting system	Informační systém motorů
EIS	Electronic instrument system	Elektronický přístrojový systém

EIU	Engine intrface unit	Motorová spojovací jednotka
EPR	Engine Pressure Ratio	Hodnota tahu - Poměr tlaků za nízkotlakou turbínou a před nízkotlakým kompresorem
ETOPS	Extended-range Twin-engine Operational Performace Standards	
EVMU	Engine vibration monitoring unit	Jednotka monitorující vibrace
FADEC	Full authority digital engine control system	System palivového regulace leteckých motorů
FF	Fuel flow indication	Hodnota průtoku paliva
FFVC		Snímač vibrací
FRVC	Fuel return valve control	Řízení zpětného palivového ventilu
FRV	Fuel return valve	Palivový zpětný ventil
FWC	Flight warning computer	Počítač pro generování letových varovných hlášení
GE Aviation		Dceřiná společnost General Electric
HCU	Hydraulic control unit	Hydraulická ovládací jednotka
HDS	Horizontal drive shaft	Horizontální hnací hřídel
HMU	Hydromechanical unit	Hydromechanická palivová jednotka
HPC	High pressure compressor	Vysokotlaký kompresor
HPT	High pressure turbine	Vysokotlaká turbína
HPTACC	High pressure turbine active clearance control	Aktivní kontrola parametrů vysokotlaké turbíny
IAE	International aero engines	Výrobce leteckých motorů
ICAO	International Civil Aviation Organization	Mezinárodní organizace pro civilní letectví
IDG	Integrated drive generator	Integrovaný pohon generátoru
IGB	Inlet gear box	Převodová skříň náhonů
LCD	Liquid crystal display	Obrazovka typu LCD
LPT	Low pressure turbine	Nízkotlaká turbína
LPTACC	Low pressure turbine active clearance control	Aktivní kontrola parametrů nízkotlaké turbíny
MCDU	Multipurpose control and display unit	Víceúčelová ovládací a zobrazovací jednotka
N1		Hodnota otáček nízkotlakého rotoru

N2		Hodnota otáček vysokotlakého rotoru
ND	Navigation display	Navigační displej
PFD	Primary flight display	Primární letový displej
RDS	Radial drive shaft	Svislá hnací hřídel
RTD	Resistive thermal device	Rezistivní teplotní senzory
SDAC	System data acquisition concentrator	Systém sběru a koncentrace dat
TAT	Total air temperature	Celková teplota vzduchu
TBV	Transient bleed valve control	Kontrola přechodných vypouštěcích ventilů
TGB	Transfer gear box	Předsazená převodová skříň
TRF	Turbine rear frame	Zadní rám turbíny
VBV	Variable Bleed Valves	Kontrola variabilních odvodušňovacích ventilů

Cíle diplomové práce

1. Analýza turbínových motorů letounů B 737 a A 320
2. Sestavení komplexního popisu informačních systémů motorů letounů B 737 a A 320
3. Analýza motorových senzorů motorů CFM 56-5B a CFM 56-7B
4. Vlastní návrh optimalizace na základě realizované analýzy motorových senzorů motorů CFM56-5B a CFM56-7B s ohledem na zachování maximální bezpečnosti provozu

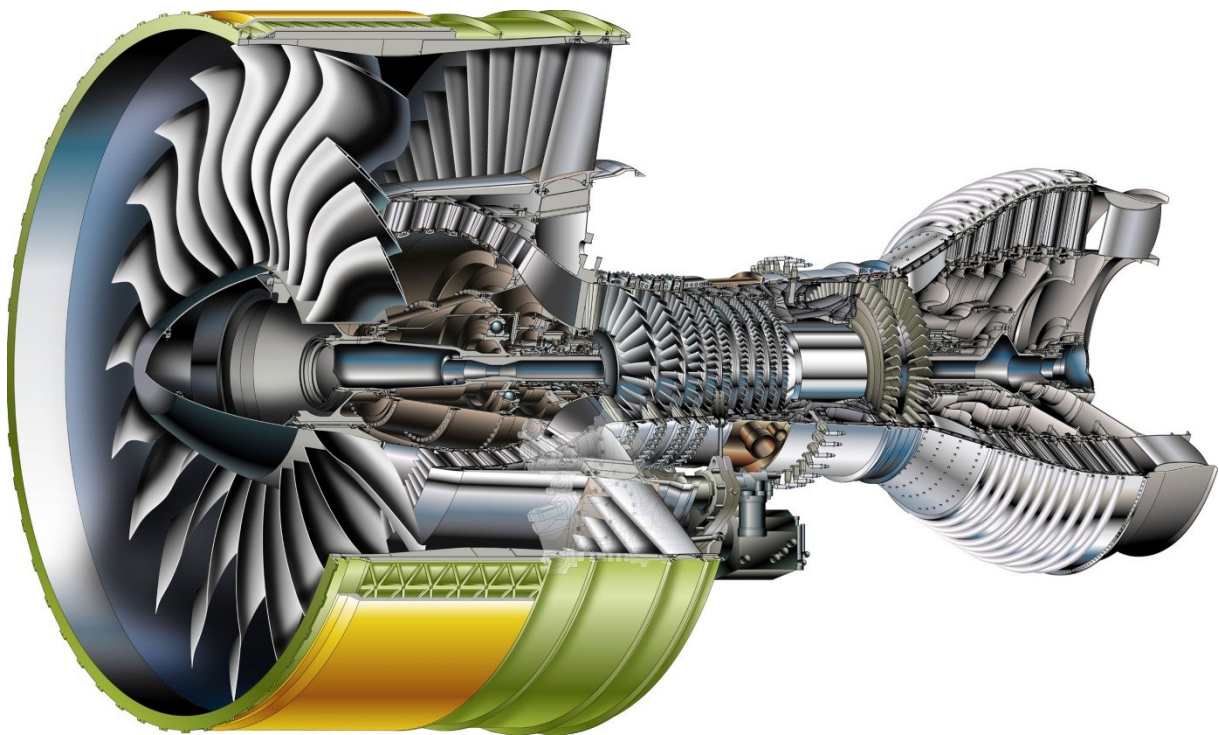
Úvod

Informační systémy jsou odedávna nedílnou součástí lidského života. Ačkoli si to málokdy uvědomujeme, přicházíme s nimi do vztyku po celý den ať už v práci, ve škole či při trávení volného času. Informační systémy v současné době představují složitá elektronická zařízení v podobě počítačových sítí a nepřehledného množství softwarových aplikací. Nemusí však být nutně realizovány elektronickou formou. Historie vzniku informačních systémů se datuje mnoho tisíc let před naším letopočtem a je spřažena s historií Mezopotámie a starověkého Egypta. Tehdy již existovaly svitky papyru a soubory hliněných destiček, které nesly ucelené seznamy informací týkajících se různých činností tehdejší společnosti. V současnosti známe nejjednodušší informační systémy například v podobě různých kartoték, telefonních seznamů, nebo také například v podobě účetnictví. Informační systémy nemusí být nutně automatizovány a aplikovány v podobě elektronických zařízení, nesoucích software tvořící informační systém. Tento trend přichází až v současné moderní době a zažívá bouřlivou etapu rozvoje.

V letectví se informační systémy ujaly s velkým úspěchem. Cílem těchto systémů je podávat pilotům co nejucelenější a nejpřesnější informace ze všech systémů letadla během všech fází letu a režimů chodu pohonné jednotky. Tyto informace by piloty neměly příliš zatěžovat nepotřebnými informacemi a jejich čitelnost by je neměla příliš zbytečně unavovat. S nárůstem moderních technologií v letectví a se stále složitějšími systémy a tím se zvyšujícími se nároky na posádky letadel, vznikla potřeba ucelených elektronických informačních systémů. Jejich úkolem je shromažďování, vytváření a distribuce ucelených informací ze všech systémů letadla. Tyto informace by měly být posádkám pevnou oporou pro co možná nejobjektivnější rozhodování.

1. Analýza turbínových motorů

V současné době jsou bez rozdílu u proudových dopravních letadel, určených nejen pro střední a krátké tratě, používány turbodmychadlové motory. Jedná se o dvouproudové motory s vysokým obtokovým poměrem. Název „turbodmychadlový motor“ vychází z anglického názvu „turbofan jet engine“. Protože tento název nevyjadřuje úplně zcela přesně princip tohoto typu motoru, tak je v českém jazyce vhodnější označení jako „dvouproudový motor s vysokým obtokovým poměrem“. U tohoto typu turbínových motorů je celkový tah tvořen dvěma složkami plynů. První složku tvoří expanze jedné části vzduchu stlačeného v dmychadle (v nízkotlakém kompresoru). Druhou složku tvoří expanze plynů vycházejících z turbíny, která vzniká vlivem přeměny chemické energie na mechanickou práci, spalováním paliva v plynové turbíně.



Obr.1.1. Řez dvouproudovým motorem s vysokým obtokovým poměrem

Vzduch u tohoto typu motoru je na vstupu do motoru nejprve stlačován dmychadlem. Dmychadlo je v podstatě jednostupňový axiální kompresor s vysokým poměrem stlačení a s vysokou hltností. Dmychadlo je tvořeno rotorovými a statorovými lopatkami. Liší se od klasické vrtule v podstatě tím, že rotorové lopatky jsou na vnějším průměru volně ukončeny a mají malou vůli vůči skříni, tu vymezuje speciální snadno obrobitelný materiál, který se v průběhu provozu těmito lopatkami obrábí. Tato vůle omezuje přetečení proudu vzduchu

přes špičky lopatek a tím jsou utěsněny jednotlivé lopátkové kanály. Proud vzduchu za dmyhadlem se dále rozděluje na vnitřní „teplý“ a vnější „studený“ proud. Vnitřní (primární) proud vzduchu vstupuje dále do nízkotlakého, vysokotlakého kompresoru, následně vstupuje do spalovací komory, kde napomáhá hoření paliva a nakonec společně se spalinami přes turbínu opouští motor výstupním ústrojím. Vnější (sekundární) proud vzduchu prochází obtokovým kanálem a obtéká tak generátorovou část motoru. Svou expanzí se vnější proud vzduchu podílí na tahu až 80%. Práce, která je potřebná pro pohon kompresoru se získává ve vysokotlaké, popřípadě ve středotlaké turbíně expanzí spalin. Dmyhadlo bývá poháněno nízkotlakou turbínou. Obtokovým poměrem rotoru se rozumí poměr hmotnostního toku sekundárního proudu vzduchu k hmotnostnímu toku vzduchu, který vstupuje do generátoru motoru. Spaliny vystupující ze spalovací komory jsou urychlovány mezi jednotlivými stupni turbíny rozváděcími lopatkami a urychlují je tak ve svých konvergentních kanálech. Takto vzniklá vysoká kinetická energie spalin je potom příčinou vysokých otáček jednotlivých rotorů turbíny a s nimi mechanicky spojených kompresorů. Nízkotlaká turbína mechanicky propojená s dmyhadlem mají tím pádem menší otáčky, jelikož nízkotlaká turbína má ve srovnání s vysokotlakou turbínou menší otáčky, to je dáno omezením obvodové rychlosti kompresorových profilů lopatek dmyhadla. Na výstupu z motoru z nízkotlaké turbíny mají spaliny ještě poměrně velikou celkovou energii. To je dáno celkovou teplotou a přetlakem vůči okolní atmosféře. Tato energie je tak dostatečná pro expanzi plynů ve výstupním ústrojí motoru na rychlost, která zajišťuje druhou složku z celkového tahu motoru. Tato složka má vysokou propulzní účinnost.

Generátorová část motoru se skládá z nízko a vysokotlakého kompresoru, prstencové spalovací komory, vysoko a nízkotlaké turbíny. Do generátorové části motoru také spadá palivo regulační systém, olejový-systém, spouštěcí a zapalovací zařízení a soustava snímačů snímajících potřebné veličiny, které jsou potřebné pro regulaci chodu motoru. Palivo-regulační systém při chodu motoru zajišťuje dodávku potřebného množství paliva do motoru v závislosti na poloze výkonové páky. Olejový systém motoru zajišťuje chlazení a mazání všech ložisek, mazání všech převodů ve skříni pohonů a veškerých rotačních částí motoru. Jednotlivé rotory mezi sebou nejsou spojeny mechanicky, ale jsou propojeny v podstatě prostřednictvím proudu vzduchu v kompresorové části a prostřednictvím proudu spalin v turbínové části motoru proudovou cestou.

1.1. Seznámení se s letounem Airbus A 320

Společnost Airbus Industrie, sídlící ve francouzském Toulouse je v současné době největším výrobcem civilních dopravních letadel na světě. Tato informace se stala aktuální již od roku 2003, kdy firma Airbus Industrie poprvé ve své historii vyprodukovala více dopravních letadel než společnost Boeing. Následně v roce 2009 obdržela společnost Airbus Industrie 271 objednávek na své dopravní letouny, což už vysoce převyšovalo počet objednaných 142 dopravních letadel u svého největšího konkurenta společnosti Boeing. Společnost Airbus Industrie vlastní z 80% společnost EADS N.V - evropská společnost působící v leteckém, vesmírném a zbrojním průmyslu a z 20% britská společnost BAE Systems působící ve zbrojním koncernu, která je zároveň třetí největší zbrojní firmou na světě.

Prvním větším úspěchem firmy Airbus Industrie se stal projekt řady 300 letoun na krátké a střední vzdálenosti A 300 vyráběný od roku 1969 do roku 2007 a letoun A 310 určený pro střední a dlouhé tratě, který byl sériově vyráběný od roku 1983. A 300 byl prvním letounem na světě vyráběný v konfiguraci se dvěma uličkami mezi sedadly cestujících a se dvěma motory. Po tomto typu přišla společnost Airbus Industrie v roce 1988 s typem A 320, který měl nahradit již zastaralý a dosluhující Boeing B 727, který v té době byl jedním z nejpoužívanějších dopravních letadel na světě vůbec a měl nahradit také i nejstarší varianty letounů Boeing 737 - konkrétně řady „Original“ a „Classic“. Tento typ A 320 má oproti Boeingu B 727 o 50% nižší spotřebu paliva díky novým digitálním technologiím. Airbus 320 v té době představoval z pohledu digitální technologie dvougenerační skok oproti již zmíněnému boeingu B 727 a B 737. Letouny Airbus A 320 jsou vyráběny v konfiguraci s jednou uličkou mezi sedadly cestujících a se dvěma motory. Typ A 320 byl představen jako nový inovativní typ s novou revoluční technologií řízení fly-by-wire. Jedná se o systém řízení, u něhož už není zapotřebí pevné přímé vazby mezi řídicími plochami a ovládacími prvky aerodynamického řízení, místo toho se po datových sběrnících přenáší elektrické signály k ovládacím segmentům. Společnost Airbus Industrie jako jedna z prvních firem vyrábějící dopravní letadla zavedla u svých letadel „společný kokpit“ pro různé typy letadel, což má přímý kladný dopad na ekonomiku spojenou s typovým výcvikem posádek. Tento aspekt snižuje náklady na provoz letounů řady A 320 jejich provozovateli.

Airbus A 320 je proudový dopravní letoun určený pro střední a krátké tratě, který vznikl ve druhé polovině osmdesátých let minulého století. Společně s letouny typu A 318,

A319 a A321 představuje nejúspěšnější produkt společnosti Airbus Industrie. Největším konkurentem v kategorii letounu A 320 se stal letoun firmy Boeing typu B 737-800.

Pohon Airbusu A 320 zajišťuje dvojice motorů firmy International Aero Engines IAE V2500 (o tahu 117,9 kN), nebo dvojice motorů od firmy CFM International (konsorcium firem SNECMA a General Electric) CFM56 (o tahu 113,4kN až 117,9 kN). Podrobnější informace o typovém označení jednotlivých typů motorů, které jsou montovány do různých variant letounů A 320 jsou uvedeny v tabulce 1.1. Letouny Airbus A 320 jsou opatřeny téměř ze 60% pohonnými jednotkami typu CFM56-5 série.

<u>Model</u>	<u>Typ použitých motorů</u>	<u>Tah</u>	<u>Hmotnost</u>
A320	CFM56-5A1 nebo 5A1/F	111,2 kN	2,270 kg
A320	CFM56-5A4 nebo 5A4/F	97.9 kN	2,270 kg
A320	CFM56-5A3	117,9 kN	2,270 kg
A319	CFM56-5A5	105 kN	2,270 kg
A321	CFM56-5B1	130 kN	2,380 kg
A321	CFM56-5B2	140 kN	2,380 kg
A321	CFM56-5B3	150 kN	2,380 kg
A320	CFM56-5B4	120 kN	2,380 kg
A319	CFM56-5B5	98 kN	2,380 kg
A319	CFM56-5B6	100 kN	2,380 kg
A319, A319CJ	CFM56-5B7	120 kN	2,380 kg
A318	CFM56-5B8	96 kN	2,380 kg
A318	CFM56-5B9	100 kN	2,380 kg
A320	IAE V2500-A1	111kN	2,327 kg
A319	IAE V2522-A5	97,86 kN	2,359 kg
A319	IAE V2524-A5	106,75 kN	2,359 kg
A320	IAE V2527-A5	117,88 kN	2,359 kg
A321	IAE V2530-A5	139,67 kN	2,359 kg
A321	IAE V2533-A5	146,80 kN	2,359 kg

Tabulka 1.2. Typy turbínových motorů používaných na letounech Airbus A-320 [15]

1.2. Seznámení se s letounem Boeing B 737

Boeing 737 je proudový dopravní letoun určený pro krátké a střední tratě. Tento letoun byl představen ve fázi projektu 737 poprvé v roce 1964. První let se uskutečnil v roce 1967 a na trh byl uveden o rok později. Od jeho uvedení do sériové výroby až do současné doby bylo vyrobeno přibližně 6000 exemplářů. Letoun B 737 byl odvozen z předchozích typů B 707 a B 727. Tento letoun byl a je do současnosti vyráběn ve třech generacích – 1. generace: 100, 200, 2. generace: 300, 400, 500 a 3. generace 600, 700, 800, 900. 3. generace se v současné době stále vyrábí a v dubnu roku 2012 bylo dosaženo 4000 vyrobených kusů.

První generace – „Original“

B 737-100 – tento model byl zařazen do provozu v roce 1968. Jedná se o nejmenší variantu B 737. Celkem bylo vyrobeno 30 kusů této varianty.

B 737-200 – tento model byl nasazen do provozu taktéž v roce 1968. Jedná se o vylepšenou verzi B 737-100 a oproti této verzi má prodloužený trup.

Druhá generace – „Clasic“

Nové modely série Clasic byly nově vybavovány motory CFM56-3 série. Tyto motory přinesly výrazné snížení spotřeby pohonných hmot a nižší hladinu hlučnosti. Při použití původní koncepce zástavby motorů pod křídlem, neměla nová pohonná jednotka dostatečný přísun vzduchu. Tento problém byl odstraněn ve spolupráci firmy Boeing s firmou CFMI, posunutím motoru před křídlo. Křídlo bylo modernizováno pro zlepšení aerodynamických vlastností.

B 737-300 – Tento model byl uveden do provozu v roce 1981 a byl vyráběn až do roku 1999.

B 737-400 – Do provozu byl nasazen v roce 1985. Oproti verzi B 737-300 má delší trup.

B 737-500 – Do provozu uveden od roku 1990. Koncepce trupu je podobná jako u předešlého typu B 737-200. Tento typ nahradil B 737-200 a byl vyráběn až do roku 1999.

Třetí generace – „Next Generation“

Vývoj této generace byl zahájen v roce 1991 na popud konkurence firmy Airbus. Letouny této specifikace prošly dosud nejvýznamnější modernizací draku a palubních elektronických systémů. Jedná se v podstatě o nové letadlo se zachovanými společnými rysy B 737.

V průběhu modernizace specifikace Next Generation bylo u křídla zvětšeno rozpětí a zvětšen obsah nádrží o 30%. Do konstrukce draku byly zakomponovány nové motory CFM56 7. série, které mají oproti původním motorům CFM56 3. série o 7% nižší spotřebu paliva. Modernizována byla také pilotní kabina, do níž bylo zakomponováno šest LCD obrazovek. Toto uspořádání se nazývá „skleněný kokpit“. V této konfiguraci se letouny B 737 staly konkurenty letounů společnosti Airbusu rodiny A 320.

B 737-600 – Tento typ nahrazuje B 737-500. Byl uveden do provozu roku 1998. Tento typ v současné době konkuruje na trhu letounům Airbus A 318 a Embraeru 195.

B 737-700 – Tato varianta je založena na koncepci B 737-300 a do služby byla uvedena v roce 1998. Je přímým konkurentem letounů Airbus A 319.

B 737-800 – Jedná se o prodlouženou verzi B 737-700 a nahrazuje typ B 737-400. Do služby byl nasazen v roce 1994. Stal se přímým konkurentem letounů Airbus A 320 a nahradil již dosluhující typ B 727-200. Podrobnější informace o typových označení motorů CFM56-7, které jsou montovány do různých variant letounů B 737-800 jsou uvedeny v tabulce 1.3.

B 737-900 – Tento typ je nejdelší variantou letounů B 737. Uveden do provozu byl v roce 2001. Tento typ se stal přímým konkurentem letounů Airbus A 321.

<u>Model</u>	<u>Typ motoru</u>	<u>Tah</u>	<u>Hmotnost</u>
B 737-600	CFM56-7B18	86.7 kN	2,370 kg
B 737-600, B 737-700	CFM56-7B20	91.6 kN	2,370 kg
B 737-600, B 737-700	CFM56-7B22	101 kN	2,370 kg
B 737-700, B 737-800, B 737-900	CFM56-7B24	108 kN	2,370 kg
B 737-700, B 737-800, B 737-900	CFM56-7B26	117 kN	2,370 kg
B 737-800, B 737-900, Boeing Business Jet	CFM56-7B27	121 kN	2,370 kg

Tabulka 1.3. Typy turbínových motorů používaných na letounech Boeing B 737-800 [15]

1.3. Pohonná jednotka řady CFM International 56

U letounů Airbus A320 tvoří téměř 60% pohonných jednotek typ CFM56-5 série a u letounů Boeing 737 NG jsou pohonnými jednotkami motory CFM56-7 série. Na základě tohoto zjištění bude dále výhodné se zabývat těmito pohonnými jednotkami, což bude výhodné zejména při realizaci technické optimalizace, která bude moci být realizována na základě porovnání těchto dvou typů pohonných jednotek.

CFM International je označení pro typovou řadu dvouproudových leteckých motorů s vysokým obtokovým poměrem. Tento typ motorů je vyráběn firmou CFM International. Vývojové práce na motoru CFM56 začaly ještě před tím, než byla společnost CFM International oficiálně založena. Důvod proč vznikla tato společnost, byl že v roce 1969 vedení francouzské společnosti Snecma Moteurs předvíдалo, že na trhu s leteckými motory vznikne potenciálně vysoká poptávka po motorech s tahem okolo 20 000 liber, které budou mít oproti současným motorům účinnější spalování, které bude odpovídat stále se zpřísňujícím nárokům na životní prostředí. Firma Snecma Moteurs pro tento projekt potřebovala vzhledem k vysokým nákladům na vývoj nalézt partnera, se kterým by se společně finančně a odborně podíleli na vývoji nového motoru. Na základě toho v roce 1974 vytvořila společný podnik se společností GE Aviation, který se nazývá CFM International a společně tak zahájili vývoj motoru CFM 56. Tato firma je tedy akciovou společností mezi americkou společností GE Aviation a s francouzskou společností Snecma Moteurs s vlastnickým podílem 50:50%. Tyto firmy se na výrobě motorů řady CFM 56 podílí výrobou jednotlivých komponentů. Společnost GE Aviation se na výrobě podílí výrobou vysokotlakých kompresorů, spalovacích komor a vysokotlakých turbín. Společnost Snecma Moteurs vyrábí dmychadla, skříně náhonů, nízkotlaké turbíny a výstupní ústrojí. Každá z těchto společností má svou vlastní konečnou montážní linku. Motor CFM 56 byl poprvé odzkoušen v červnu roku 1974, a i přes počáteční politické problémy, způsobené americkou vládou, je dnes jedním z nejpoužívanějších leteckých dvouproudových motorů s vysokým obtokovým poměrem na světě. Do současné doby bylo vyrobeno více než 220 208 těchto motorů, které byly zkonstruovány celkem ve čtyřech základních variantách. Tento motor je nejvíce využíván flotilou dopravních letadel Boeing 737 a pod vojenským označením F108, nahradil motory Pratt & Whitney JT3D, které využívaly letouny KC-135 Stratotankers, a tím v roce 1980, vznikla jejich nová varianta KC-135R (s motory CFM 56). Motory CFM56-5C jsou použity u letounů Airbus A 340 série 200 a 300. Motory CFM56-5A a CFM56-5B jsou také vybaveny letouny Airbus A 320. Motory řady CFM jsou velice spolehlivé, jsou schopny létat ve velice náročných provozních podmínkách. Například letecká společnost Soutwest Airlines u své flotily letounů boeing 737NG na motorech CFM 56-7B vykazuje jedno z největších průměrných denních hodinových vytížení. Vysoká spolehlivost motorů CFM 56-7B umožňuje letounům Boeing 737 ve třídě dvoumotorových letadel prodloužený 180 – minutový ETOPS – (Extended-range Twin-engine Operational Performance Standards). Do června 2011 nalétaly motory CFM 56 všech variant více než 538 milionů letových hodin což odpovídá době více než 61 000 let.

1.4. Analýza pohonné jednotky CFM 56-7B

Motor CFM 56-7B je dvouproudový, dvourotorový motor s vysokým obtokovým poměrem. Na vstupu do motoru je umístěno tzv. dmychadlo (fanový rotor), je to v podstatě jednostupňový axiální kompresor s vysokým poměrem stlačení a s vysokou hltností. Toto dmychadlo má průměr 1,55 metru (61 palců). Motor má hmotnost bez provozních náplní 2385 kg (5257 lb). Tato varianta vychází z motoru CFM56-3, který byl původně zkonstruován pro letouny Boeing 737 Clasic. Motor CFM 56-7B byl navržen tak, aby měl vyšší tah, vyšší účinnost a aby měl nižší náklady na údržbu oproti jeho předchůdci. Od uvedení do provozu v roce 1994 prokázal maximální spolehlivost a schopnost provozu v náročných podmínkách. Spolehlivost těchto motorů umožňuje letounům Boeing 737 Next Generation podle předpisu ETOPS ve třídě dvoumotorových letounů prodloužený 180 minutový dolet v případě poruchy (nefunkčnosti jednoho z motorů). Společnost CFM International tento motor v roce 2007 modernizovala a ve srovnání s původním CFM 56-7B tato modernizace zaručuje svým provozovatelům až o 1% nižší spotřebu paliva a o 5-15% nižší náklady na údržbu. Motor splňuje náročné standardy mezinárodní organizace pro civilní letectví ICAO na životní prostředí.

CFM 56-	-7B18	-7B20	-7B22	-7B24	-7B26	-7B27
Aplikace	737-600	737-600 737-700	737-700 737-800	737-700 737-800 737-900	737-700 737-800 737-900	737-800 737-900 BBJ
Obtokový poměr	5.5	5.5	5.3	5.3	5.1	5.1
Tah (lbf)	19,500	20,600	22,700	24,200	26,300	27,300
Tah (kN)	86.7	91.6	101	108	117	121
Charakteristiky motoru						
Délka (in)	98.7	98.7	98.7	98.7	98.7	98.7
Průměr dmychadla (in)	61.0	61.0	61.0	61.0	61.0	61.0
Hmotnost bez provozních náplní (lb)	5,216	5,216	5,216	5,216	5,216	5,216

Tabulka 1.4. Srovnání parametrů motoru CFM 56-7BX [10]

Motor CFM 56-7B se skládá z těchto částí:

- *Fan and booster* – Dmychadlo a nízkotlaký kompresor (nízkotlaká část motoru)
- *High pressure compressor (HPC)* – Vysokotlaký kompresor
- *Combustor* – Spalovací komora
- *High pressure turbine (HPT)* – Vysokotlaká turbína

- *Low pressure turbine (LPT)* – Nízkotlaká turbína
- *Accessory drive* – Skříň náhonů agregátů
- *Accessory gearbox (AGB)* – Skříň náhonů
- *Inlet gear box (IGB)* – Převodová skříň náhonů
- *Radial drive shaft (RDS)* – Svislá hnací hřídel
- *Horizontal drive shaft (HDS)* – Horizontální hnací hřídel
- *Transfer gear box (TGB)* – Předsazená převodová skříň

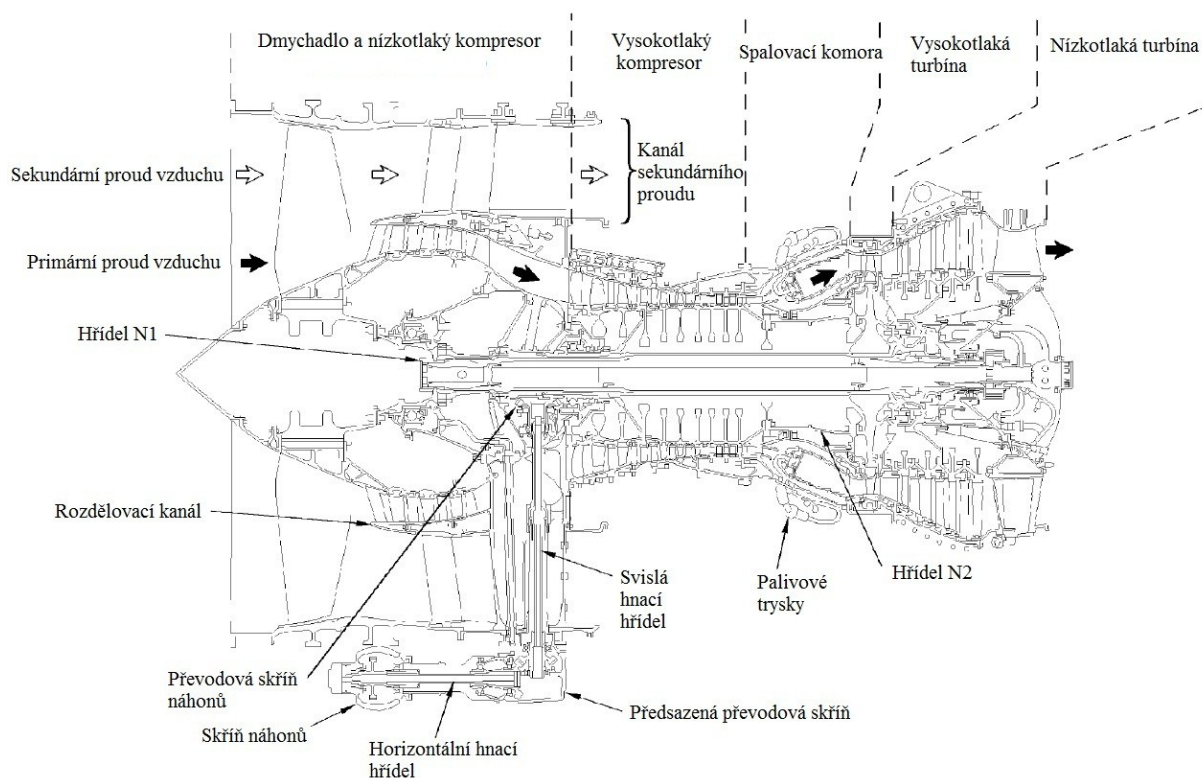
Dmychadlo a nízkotlaký kompresor jsou umístěny na společném hřídeli s nízkotlakou turbínou N1. Vysokotlaký kompresor a vysokotlaká turbína jsou umístěny na společném hřídeli N2, kterou uvnitř prochází hřídel N1. Jednotlivé části motoru a jejich popis je vyobrazen na obrázku č. 1.5. řez motorem CFM 56-7B. Dmychadlo a předřadný kompresor spolu dohromady tvoří čtyřstupňový axiální kompresor. Dmychadlo urychluje a stlačuje proud vzduchu vstupující do motoru. Tento vzduch dále rozděluje rozdělovací kanál na dvě složky a to na primární část proudu vzduchu, která následně vstupuje do generátorové části motoru a sekundární část proudu vzduchu, která obtéká generátorovou část motoru obtokovým kanálem. Sekundární složka proudu se na tahu podílí až 80 procenty tahu z celkového tahu. Předřadný nízkotlaký kompresor stlačuje primární složku proudu vzduchu na vyšší tlak. Tato složka následně vstupuje do vysokotlakého kompresoru. Vysokotlaký kompresor je devíti stupňový axiální kompresor a zvyšuje tlak proudu vzduchu přivedeného z nízkotlakého kompresoru. Z tohoto kompresoru se odebírá stlačený vzduch pro pneumatické a klimatizační systémy letadla. Tento stlačený vzduch dále vstupuje do spalovací komory. Ve spalovací komoře se mísí palivo se stlačeným vzduchem a vytváří tak směs, která se zde spaluje, čímž vznikají horké plyny, které následně vstupují do vysokotlaké turbíny. Vysokotlaká turbína je jednostupňová a přeměňuje energii horkých spalin na mechanickou práci. U vysokotlaké turbíny se této práce využívá pro pohon vysokotlakého kompresoru a jeho příslušenství. Nízkotlaká turbína je čtyřstupňová a přeměňuje také energii spalin na mechanickou práci, která se využívá pro pohon dmychadla předřadného nízkotlakého kompresoru. Uvedené popisy jsou vyobrazeny na obrázku č. 1.4. řez motorem CFM 56-7B.

Pomocný náhon se skládá z těchto částí:

- *Inlet gear box (IGB)* – Převodová skříň náhonů
- *Radial drive shaft (RDS)* – Svislá hnací hřídel
- *Transfer gear box (TGB)* – úhlová převodová skříň

- *Horizontal drive shaft (HDS)* – Horizontální hnací hřídel
- *Accessory gearbox (AGB)* – Skříň náhonů

Skříň náhonů (AGB) je poháněna hřídelí N2 pomocí úhlové převodové skříně (TGB). Skříň náhonů (AGB) slouží jako zdroj mechanické práce pro různé agregáty letadla a motoru.

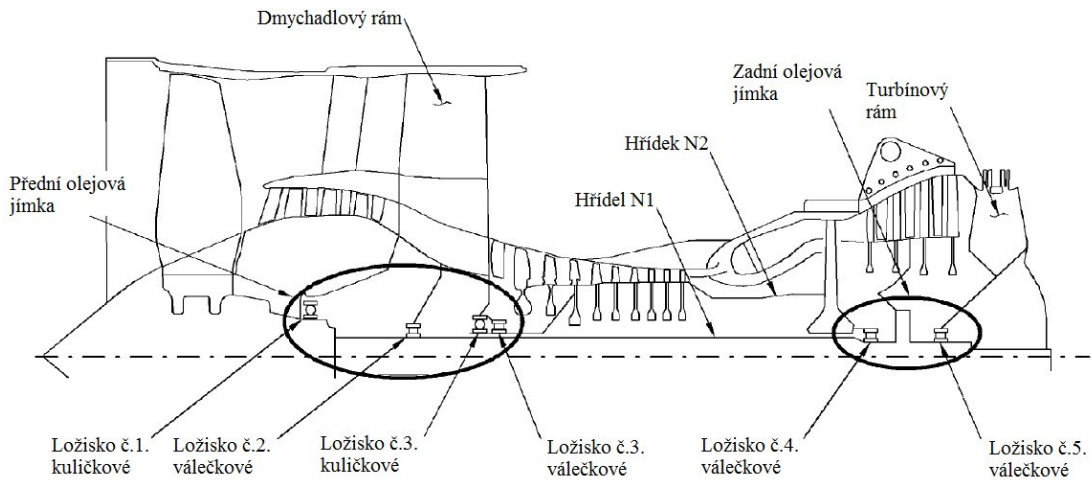


Obrázek 1.5. Řez motorem CFM 56-7B [5]

Hlavní motorová ložiska

Na motoru je rozmístěno celkem pět hlavních motorových ložisek, které fixují hřídele N1 a N2. Tato ložiska jsou identifikována číselně od č.1 do č.5. Jedná se o kuličková ložiska, která přenáší zatížení v radiálním i axiálním směru a toto zatížení přenáší na okolní konstrukci motoru, na každém hřídeli N1 a N2 je jedno kuličkové ložisko. Válečková ložiska přenášejí zatížení pouze v radiálním směru. Hlavní motorová ložiska jsou umístěna v olejových jímkách, které zajišťují nepřetržitý přívod a odvod oleje za účelem jejich mazání a chlazení. Ložiska č.1. a č.2. fixují přední část hřídele N1. Ložisko č.3. je sestavou skládající se z jednoho kuličkového ložiska a jednoho válečkového ložiska, obě tato ložiska značená jako č.3. fixují přední část hřídele N2. Ložisko č.4. drží zadní část hřídele N2 a ložisko č.5. fixuje zadní část hřídele N1. Ložiska č. 1; 2; 3. jsou umístěna v přední části motoru a ložiska č. 4; 5.

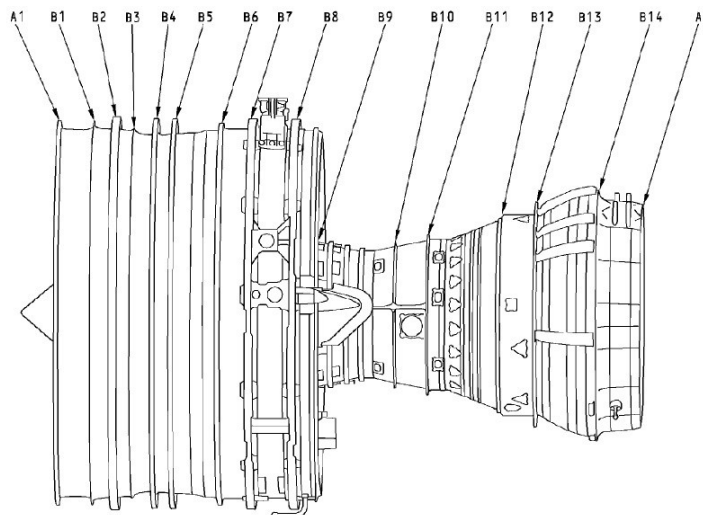
jsou umístěna v zadní části motoru. Rozmístění ložisek je vyobrazeno na obrázku č. 1.6. rozmístění hlavních motorových ložisek.



Obr.1.6. Rozmístění hlavních motorových ložisek [5]

Určování polohy jednotlivých prvků na motoru

Motor se skládá celkem ze šestnácti modulů. Pro bližší určení polohy jednotlivých prvků na motoru se používá alfanumerické značení jednotlivých modulů. Moduly obsahují jednotlivé součásti motoru a mohou na nich být umístěny různé agregáty. Schéma označení jednotlivých modulů je uvedeno na obr. 1.7.



Obr.1.7. Schéma označování modulů motoru [5]

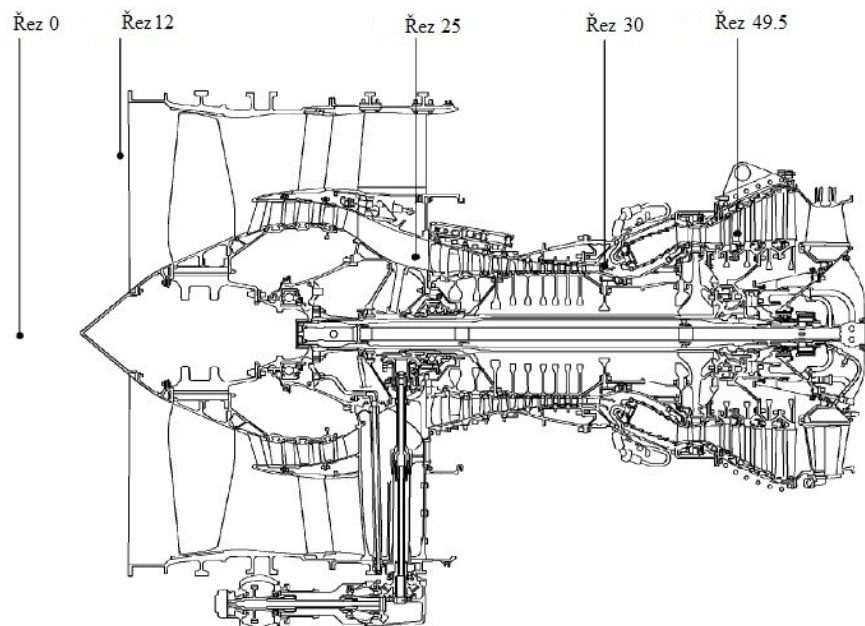
Termodynamické snímače

Termodynamické hodnoty se na motoru snímají v pěti řezech:

- Řez 0 – snímání tlaku okolního vzduchu
- Řez 12 – umístěn na vstupu do dmyhadla, snímání teploty

- Řez 25 – umístěn na vstupu do vysokotlakého kompresoru, snímání teploty
- Řez 30 – umístěn na výstupu z vysokotlakého kompresoru, snímání tlaku
- Řez 49.5 – umístěn na statoru nízkotlaké turbíny, snímání teploty

Rozmístění jednotlivých termodynamických řezů je uvedeno na obrázku 1.8. O jednotlivých typech sond a snímačů je blíže pojednáno v kapitole č. 3. Srovnání datových parametrů motorů letadel A 320 a B737



Obr.1.8. Rozmístění termodynamických řezů [5]

Skříň náhonů

Skříň náhonů je umístěna na levé straně motoru na modulu dmychadla a nízkotlakého kompresoru a dostaneme se k ní otevřením levého motorového krytu. Skříň náhonů je poháněná hřídelí N2 od vysokotlakého rotoru a jejím úkolem je zajištění pohonu motorových a letadlových agregátů. Tyto agregáty jsou snadno vyměnitelné a jsou nezávislé na motoru, což zajišťuje jejich snadnou údržbu a v případě poruchy, jejich rychlou nahraditelnost za náhradní agregát. Na skříni náhonů se také snímají otáčky N2 vysokotlakého rotoru.

Na přední straně skříně náhonů se nachází tyto agregáty:

- EEC alternátor
- N2 senzor
- Náhon pro manuální protáčení vysokotlakého rotoru (např. při boroskopii)
- Motorový vzduchový startér

- Integrovaný pohon generátoru (IDG)
- Hydraulické čerpadlo

Agregáty umístěné na zadní straně skříně náhonů:

- Palivové čerpadlo
- Hydromechanická palivová jednotka HMU
- Mazací jednotka
- Olejový filtr

1.5. Analýza pohonné jednotky CFM56-5B

Motor CFM 56-5B je vysoce výkonný dvouproudový, dvourotorový motor s vysokým obtokovým poměrem a dmychadlem. Motory CFM 56-5B jsou k dispozici v několika variantách, které se vzájemně od sebe liší hlavně velikostí tahu. Všechny varianty tohoto motoru jsou v podstatě stejné, velikost tahu je možno předvolit na elektronické řídicí jednotce ECU a tento tah je potom zároveň maximálním možným tahem daného motoru. Tento motor byl původně vyvinut pro pohon letounů Airbus A 321. Dnes je tento motor určen jako jedna z možných variant pohonu pro letouny rodiny Airbus A 318/ A 319/ A 320/ A 321. To poskytuje Společnosti Airbus a provozovatelům těchto letounů nízké náklady na údržbu a také snazší údržbový systém. Při konstruování tohoto motoru byl brán hlavně zřetel na hlučnost a emise. CFM56-5B se stal roku 1990 prvním motorem rodiny CFM56, u kterého byla zavedena nová pokročilá technologie spalovací komory. Tato technologie snižuje emise oxidu dusíku až o 45 procent. Se zavedením technologie nové spalovací komory, která proběhla v roce 2007, se stala společnost CFM International společností, která je schopna nabídnout výrobcům letadel vylepšený motor jednoduché konstrukce. Tato optimalizovaná technologie spalovací komory má o 25 procent menší emise oxidu dusíku, což zajišťuje plnění předpisu CEAP/6, který vstoupil v platnost v lednu 2008. Kromě snížení emisí oxidu dusíku tato technologie poskytuje výrobcům a provozovatelům letadel motory se spotřebou paliva o 1 procento nižší oproti původnímu CFM 56-5B. Vývoj CFM 56-5B byl zahájen v listopadu 1989, první prototyp byl otestován v říjnu 1991 a letové zkoušky proběhly na letounu Boeing B 707 v září 1992. CFM56-5B byl certifikován v květnu 1993. Od té doby se stal pohonnou jednotkou téměř 60 procent všech vyrobených letadel flotily Airbus série A 320. Do současné doby bylo vyrobeno více než 40 000 motorů CFM 56-5B, které celkem

nalétaly více než 50 milionů letových hodin. Společnost CFM International stále investuje do technologických vylepšení tohoto motoru.

CFM 56-	5B1	5B2	5B3	5B4	5B5	5B6	5B7	5B8	5B9
Aplikace	A321	A321	A321	A320	A319	A319	A319CJ	A318	A318
Obtokový poměr	5,5	5,5	5,4	5,7	6,0	5,9	5,7	6,0	5,9
Tah (lbs)	30,000	31,000	33,000	27,000	22,000	23,500	27,000	21,600	23,300
Tah (kg)	13,610	14,060	14,970	12,250	9,980	10,660	12,250	9,800	10,570
Charakteristiky motoru									
Délka (in)	102,4	102,4	102,4	102,4	102,4	102,4	102,4	102,4	102,4
Průměr dmyhadla (in)	68,3	V	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3	68,3
Hmotnost bez provozních náplní (lb)	5250	5250	5250	5250	5250	5250	5250	5250	5250

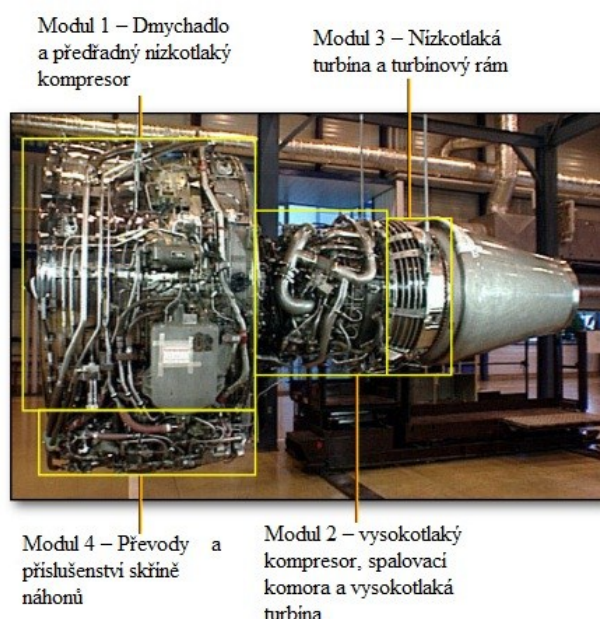
Tabulka 1.9. Srovnání parametrů motoru CFM 56-5BX [10]

Modulární koncepce motoru

Motor CFM 56-5B je sestaven celkem ze čtyř hlavních modulů, což usnadňuje údržbu a zrychluje jeho servis. Jednotlivé moduly se skládají z těchto částí:

- Modul 1 – Dmyhadlo a předřadný nízkotlaký kompresor
- Modul 2 – Vysokotlaký kompresor, spalovací komora a vysokotlaká turbína
- Modul 3 – Nízkotlaká turbína a turbínový rám
- Modul 4 – Převody a příslušenství skříně náhonů

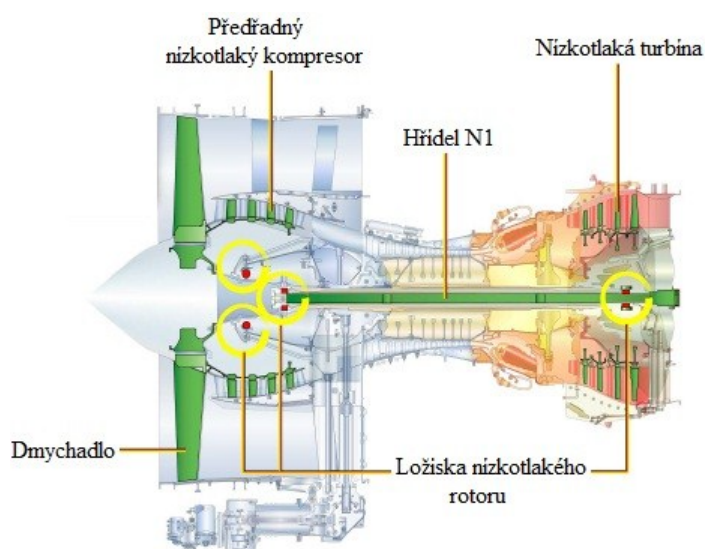
Modulární koncepce motoru je znázorněna na obrázku 1.10.



Obr. 1.10. Modulární koncepce motoru [3]

Nízkotlaký rotor

U nízkotlakého kompresoru je v přední části umístěno dmyhadlo a nízkotlaký kompresor, ty jsou poháněny nízkotlakou turbínou. Tyto části jsou umístěny na společném hřídeli N1 a vytváří tak společně nízkotlaký rotor. Nízkotlaký rotor je vyobrazen na obrázku 1.11. Otáčky nízkotlakého rotoru jsou v systému ECAM indikovány jako otáčky N1. Dmyhadlo dodává až 80 procent z celkového tahu motoru. Proud vzduchu, který protéká dmyhadlem, a obtéká generátorovou část motoru obtokovým kanálem, se nazývá sekundárním proudem. Nízkotlaký kompresor je čtyřstupňový a dodává stlačený vzduch do generátorové části motoru. Tento proud vzduchu bývá označován jako primární proud. Dmyhadlo a předřadný nízkotlaký kompresor je poháněn čtyřstupňovou nízkotlakou turbínou. Nízkotlaký rotor je v motoru uložen a zafixován soustavou kuličkových a válečkových ložisek, které jsou neustále mazány a chlazeny.

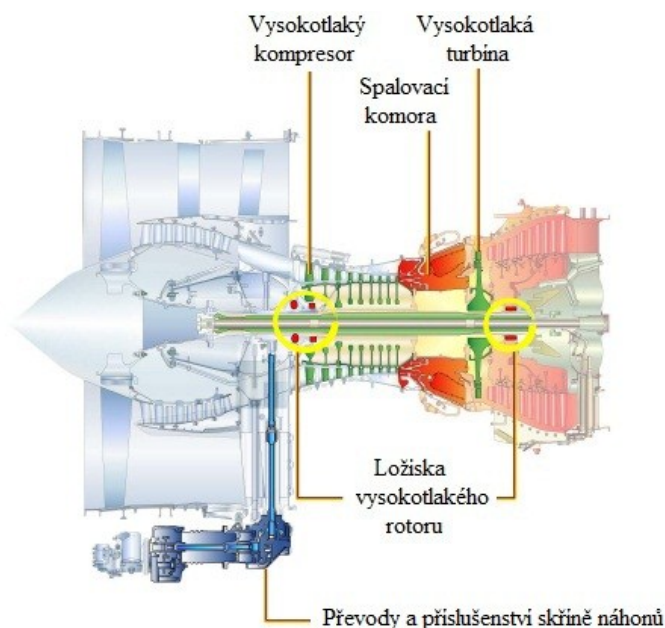


Obr. 1.11. Nízkotlaký rotor [3]

Vysokotlaký rotor a spalovací komora

Vysokotlaký rotor je tvořen devítistupňovým vysokotlakým kompresorem poháněným jednostupňovou vysokotlakou turbínou, které jsou umístěny na společném hřídeli N2. Vysokotlaký rotor je zobrazen na obrázku 1.12. Otáčky vysokotlakého rotoru jsou v systému ECAM indikovány jako otáčky N2. Vysokotlaký kompresor slouží také jako zdroj stlačeného vzduchu pro pneumatický systém a klimatizační systém letadla. Vysokotlaký rotor je v motoru uložen soustavou kuličkových a válečkových ložisek, které jsou neustále mazány a chlazeny. Prstencová spalovací komora je umístěna mezi vysokotlakým kompresorem a

vysokotlakou turbínou a je opatřena dvaceti palivovými tryskami a dvěma zapalovacími svíčkami.



Obr. 1.12. Vysokotlaký rotor [3]

Převody a příslušenství skříně náhonů

Příslušenství skříně náhonů je umístěno na spodní části dmyhadla. Náhon skříně náhonů je realizován pomocí hřídele vysokotlakého rotoru přes redukční převodovku. Skříně náhonů slouží jako pohon různých motorových a letadlových agregátů a je zobrazena na obrázku 1.12. Mezi ně patří: palivová čerpadla, olejová čerpadla, hydraulická čerpadla, integrovaný pohon generátoru FADEC.

System FADEC

System FADEC je systém palivové regulace leteckých motorů, jenž patří do palivové soustavy motoru. Jedná se o elektronické zařízení zpracovávající snímané veličiny plně automatizovaného systému k tomu, aby zajistil správný chod a funkci motoru ve všech jeho režimech. Musí zajistit potřebnou dodávkou paliva v daném okamžiku a potřebném množství do palivových trysek ve spalovací komoře v celém rozsahu otáček, od spuštění až do maximálního vzletového režimu.

System FADEC u motoru CFM 56-5B slouží ke zvýšení spolehlivosti a efektivity motoru. Funguje v kombinaci s různými subsystemy motoru. Každý motor je řízen elektronickou řídicí jednotkou ECU, která je v podstatě dvou-kanálovým počítačem, který bývá zpravidla umístěn na plášti dmyhadla a předřadného kompresoru. Elektronická řídicí

jednotka ECU ovládá motor během všech režimů. Tato jednotka také sleduje veškeré motorové senzory a subsystémy jako prevenci proti selhání. Když je motor v chodu, zajišťuje dodávku elektrické energie pro systém FADEC duální výstupní alternátor FADEC, který je poháněn skříní náhonů. Systém FADEC užitý na letounech Airbus s motory CFM 56-5B je znázorněn na obrázku 2.5. na straně 40. Systém FADEC se skládá z dvoukanalové elektronické řídicí jednotky ECU a následujících zařízení:

- Hydromechanická jednotka
- Speciální alternátor pro systém FADEC
- Řídicí systém kompresoru
- Startovací systém (uzavírací ventily startéru, budiče zapalování)
- Systém obraceče tahu
- Regulační systém teploty paliva a oleje
- Zpětný palivový ventil
- Motorové senzory
- Elektrické svazky, datové sběrnice

Systém obraceče tahu

Obraceče tahu je možno aktivovat manuálně z pilotní kabiny uvolněním proti-pák, které jsou opačně orientovány k plynovým pákám motoru, sloužícím zároveň jako aretace reverzu. Příkaz pro aktivaci obraceče tahu je z plynových pák odeslán na elektronické řídicí jednotky ECU a (Engine Interface Unit) EIU. Signál je dále zpracováván a vyhodnocován v řídicí jednotce ECU a odsud je dále vyslán na EIU, které ovládá relé rozváděcího hydraulického ventilu v závislosti na poloze plynové páky. Podle příkazů z ECU a EIU dodává hydraulická ovládací jednotka HCU hydraulickou energii potřebnou pro činnost obraceče tahu. Hydraulicky ovládaný obraceč tahu používá čtyři výklopné dveře pro obrácení sekundárního proudu vzduchu proudícího od dmyhadla. Obraceče tahu lze aktivovat pouze na zemi.



Obr. 1.13. Obraceč tahu motoru CFM 56-5B

2. Informační systém motoru

Informační systém turbínového motoru u moderních proudových dopravních letadel se obecně skládá z mnoha subsystémů. Jedná se o palubní informační systémy, které mají za úkol informovat posádky letadel o aktuálním stavu pohonných jednotek (jedná se o běžné motorové údaje), jejich konfiguraci (např. stav obracečů tahu) a musí také zajistit včasné upozornění na hrozící nebezpečí v podobě požáru, nebo překročení různých provozních režimů pohonné jednotky apod., popřípadě by měly indikovat a lokalizovat poruchu pohonné jednotky. Tyto informační systémy jsou také důležité pro monitorování stavu pohonné jednotky, což je také důležité pro pozemní personál, který s těmito informacemi dále pracuje. Mezi tyto informace patří například informace o vibracích na dmychadle. Na základě těchto údajů pozemní personál vyvažuje dmychadlové lopatky rotoru dmychadla, a nebo na základě mnoha dalších údajů se vyhodnocuje stav pohonné jednotky a může se tak stanovovat dodatečná údržba, případně dodatečná inspekce postižených částí (enormně teplotně namáhaných). Mezi tyto systémy u moderních dopravních letounů patří nejznámější systémy EICAS a ECAM. Obecně tento systém funguje na principu „temného kokpitu“, kde v případě, že nesvítí žádná kontrolka, je vše v pořádku. V případě, že se nějaká kontrolka rozsvítí, nebo se zobrazí nějaká atypická motorová veličina, zvýrazněná na zobrazovací jednotce atypickou barvou, znamená to, že vznikl nějaký problém na pohonné jednotce. Informace tohoto typu mohou být doplňovány akustickým signálem, což zajišťuje, že posádka je dostatečně informována o vzniklé situaci. Tyto informační systémy se obecně skládají u starších letadel z různých analogových přístrojů, u modernějších letounů se skládají ze zobrazovacích CRT, nebo LCD displejů, palubního počítače, datových sběrnic, elektronických řídicích jednotek motoru ECU, popřípadě ze systému FADEC a ze soustavy senzorů snímajících provozní fyzikální veličiny motoru.

Proudový motor je výkonné složité zařízení vyžadující neustálé a důsledné monitorování po celou dobu jeho provozu. To znamená tzv. „od spuštění po vypnutí“ – po celou dobu jeho chodu a ve všech jeho režimech chodu za letu i na zemi. Pro monitorování proudového motoru se vyhodnocuje celá řada měřených veličin. V běžném provozu dostačují pouze jen některé, nejdůležitější veličiny. Při testování motorů ve výrobních závodech, nebo během certifikace zástaveb motorů do jiného typu letadla se měří veličiny podrobněji a v částech motoru, kde se standardně v průběhu běžného provozu normálně nevyskytují žádná

čidla. „Mezi základní veličiny, které charakterizují, aktuální stav všech typů proudových motorů patří:

- Otáčky hlavních rotorů
- Teploty výstupních plynů
- Teplota a tlak oleje
- Průtočné množství paliva
- Vibrace rotorů, zejména vibrace dmychadla (u dvouproudových motorů s vysokým obtokovým poměrem)



Obr. 2.1. Výstupní údaje informačního systému motoru

Je velice důležité, aby u těchto veličin (mimo hodnotu průtoku paliva) nedošlo k překročení mezních hodnot. Překročení těchto veličin by mohlo v krajním případě způsobit destrukci motoru a poškození letadla. Při překročení teplot na turbíně, nebo při překročení mezních otáček může znamenat pro rotor snížení jeho životnosti, nebo destrukci případně poškození turbínových a kompresorových lopatek. Uvedené veličiny jsou u moderních motorů zaznamenávány, což napomáhá při určování aktuálního stavu pohonné jednotky a s tím související údržby jednotlivých komponent motoru. Všechny aktuální hodnoty hlavních sledovaných motorových veličin, se kterými, dále pracuje informační systém motorů, jsou zobrazovány na zobrazovacím systému zabudovaném v palubní desce kokpitu letadla. Tyto informace nejsou určeny jen pro posádku letadla, ale tato indikace a zobrazení probíhá i v případech automatického řízení letu a slouží také jako vstupní informace pro systém autopilota, který na základě těchto informací manipuluje s výkonem motoru (autothrottle). Moderní dvoumotorové dopravní letouny s dvouproudými dvourotorovými motory mívají na zobrazovacím zařízení informačního systému turbínového motoru vyobrazovány pro každý motor zvlášť tyto údaje:

- Teploty mezi turbínami
- Otáčky vysokotlakého rotoru

- Otáčky dmyhadla
- Tlak a teploty oleje
- Průtočné množství paliva
- Velikost vibrací (měřených zpravidla na dmyhadle)

Na informační systémy turbínových motorů jsou kladeny vysoké nároky na jejich spolehlivost, přesnost, jednoduchost obsluhy a hlavně na způsob zobrazování a interpretace údajů pro posádky o předvídaných i nepředvídaných stavech pohonné jednotky. To může v klíčových situacích pro posádku letadla znamenat poskytnutí velice důležitých informací, na základě nichž je potom schopna provést objektivní a včasné rozhodnutí.

2.1. Informační systém motorů u letounu Airbus A 320

Informační systém motorů u letounu Airbus A 320 je součástí elektronického přístrojového systému EIS. Ten je tvořen šesti obrazovkami typu CRT, nebo LCD což záleží na modifikaci letounu, nebo na roku jeho výroby. Tento systém se dále dělí na systém letových přístrojů EFIS a systém zabezpečující centrální přehled letadlových systémů ECAM. Systém ECAM zobrazuje parametry na obrazovkách CRT (LCD), které jsou spojené s funkcemi motoru a dalších systémů na letadle. EFIS i ECAM mají vlastní přiřazené zobrazovací jednotky CRT (LCD) a každý z nich má svůj vlastní ovládací panel. V případech poruchy některé i více ze systémových obrazovek, je možné přesměrování výstupního zobrazení systému ECAM či EFIS na jinou libovolnou obrazovku a tyto zobrazení se dle potřeby mohou mezi obrazovkami libovolně přepínat. Dá se tedy, říci že informačním systémem motorů je systém ECAM, jelikož i mimo jiné zobrazuje veličiny a varovná hlášení motorů.

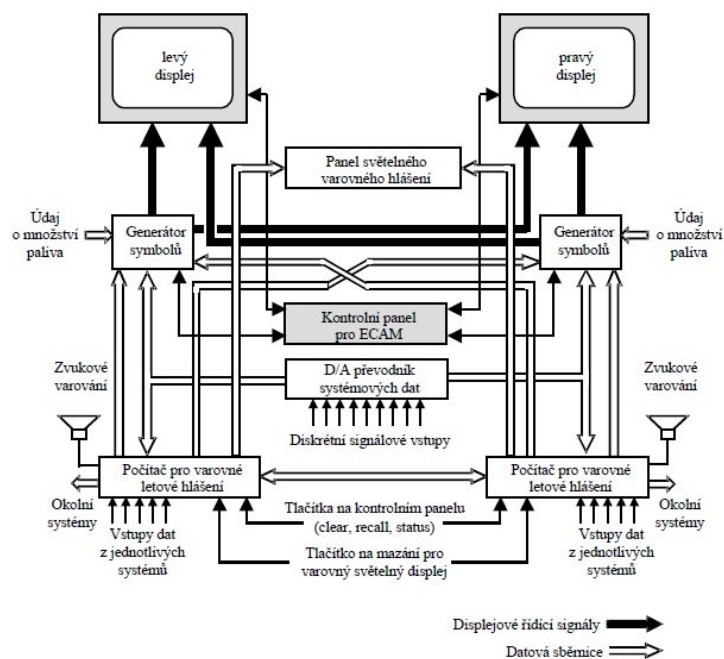
2.1.1. Centrální elektronický monitorovací systém ECAM

ECAM obecně zobrazuje primární systémová letadlová data, mezi které patří například informace o motorech, o systému hydrauliky, palivovém systému apod. Data zobrazuje na displejích pomocí grafických schémat a pomocí kontrolního seznamu. ECAM je většinou tvořen dvojicí displejů. Obvykle jeden z nich zobrazuje kontrolní seznam, který poskytuje informace o stavu jednotlivých systémů a zobrazuje varovná hlášení s informacemi. Druhý displej obvykle zobrazuje dané údaje graficky. V současné době se pro zobrazení u moderních dopravních letadel používají displeje typu CRT nebo LCD. Systém ECAM na displejích poskytuje automaticky a manuálně generované informace. Automaticky generované

informace jsou generovány systémem bez možnosti vnějšího zásahu ze strany obsluhy. Mezi tyto informace patří například informace mající charakter doporučení, informace týkající se jednotlivých fází letu a informace o poruchách. Obsluha má potom možnost si manuálně v tomto systému zvolit libovolné informace o daných systémech. Signalizuje-li systém ECAM nějakou poruchu, tak je zpravidla tato informace doprovázena akustickým upozorněním a světelnou signalizací na centrálním varovném světelném panelu. Nedílnou součástí systému ECAM je počítač (FWC) určený pro generování varovných letových hlášení. Tento počítač obsahuje modul, který zajišťuje kontrolu jednotlivých senzorů, modulů pro zpracování signálů, paměti a interních napěťových zdrojů. V případě, že je tento systém nefunkční, je generováno upozornění na centrálním varovném světelném panelu. Princip systému ECAM je zobrazen na obrázku 2.2.

Systém ECAM obecně zobrazuje informace o těchto systémech:

- Motorový systém
- Palivový systém
- Hydraulický systém
- Klimatizační systém
- Řídicí systém tlaku v kabině
- Kontrolní systém uzavření dveří
- Elektrický systém střídavého proudu (AC) a stejnosměrného proudu (DC)
- Systém automatického řízení letu
- Systém podvozků



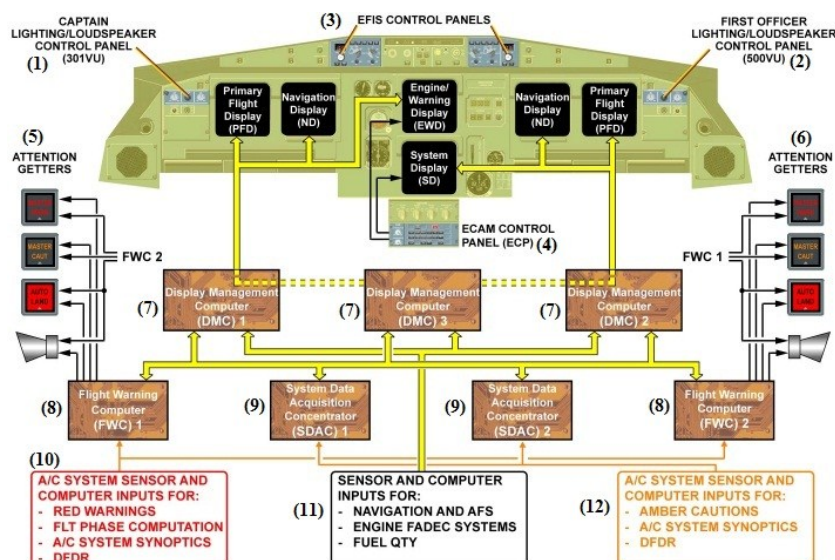
Obr 2.2. Blokové uspořádání systému ECAM [9]

2.1.2. Systém ECAM letounu A 320

Systém ECAM je tvořen z těchto částí:

- DMC (Display Management Computer) – počítače zpracovávající data, které se zobrazují na displejích. U letounu A 320 jsou celkem tři jednotky DMC. Každý z nich je schopen obsluhovat tři zobrazovací displeje – primární letový displej PFD, navigační displej ND, nebo některý z displejů systému ECAM. Počítač DMC 3 může doplňovat, případně nahradit DMC 1 nebo DMC 2
- FWC (Flight Warning Computers) – počítač pro generování letových varovných hlášení. Tento počítač generuje pro zobrazení varovné zprávy, pro počítač DMC, a akustické, hlášení během všech fází letu.
- SDAC (System Data Acquisition Concentrator) – systém sběru a koncentrace dat

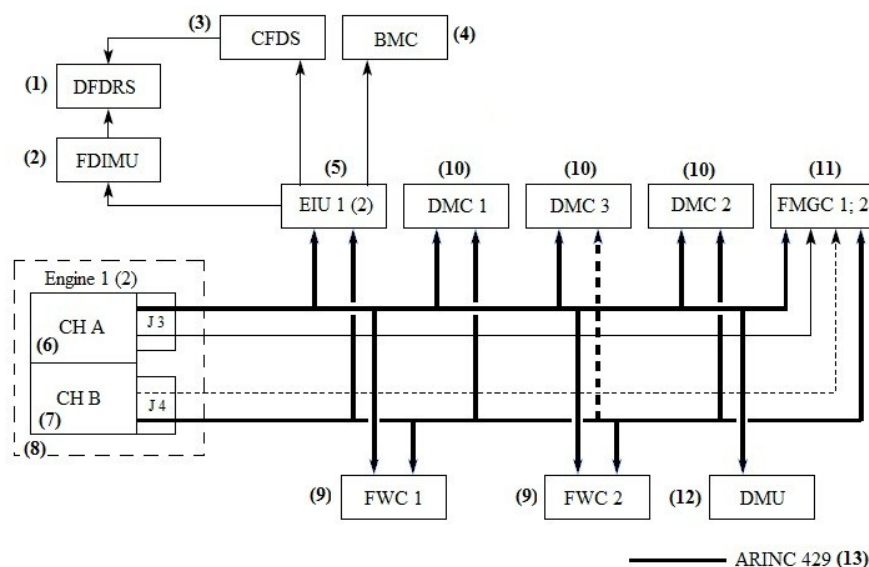
Základním prvkem systému ECAM jsou počítače FWC určené pro generování letových varovných hlášení, které jsou generovány na displejích červenou barvou a akusticky. Tyto počítače získávají vstupní údaje ze systému sběru a koncentrace dat SDAC, který shromažďuje informace a signály ze systémů letadla. SDAC rovněž poskytuje vstupní informace pro DMC. DMC dále tyto informace zpracovává a zobrazuje je na displejích. Veškeré údaje týkající se motorů, paliva, navigace a nesouvisí s upozorněním, jsou přímo odesílány na DMC. Princip systému ECAM je uveden na obrázku 2.3.



(1)-kapitánský ovládací panel reproduktorů a osvětlení; (2)- ovládací panel reproduktorů a osvětlení prvního důstojníka; (3)-kontrolní panel systému EFIS; (4)-kontrolní panel systému ECAM; (5)-varovný systém; (6)-varovný systém; (7)- počítače zpracovávající data, které se zobrazují na displejích; (8)- počítač pro generování letových varovných hlášení; (9)- systém sběru a koncentrace dat; (10)- A/C systém senzorů a počítačových vstupů; (11)-čidla a počítačové vstupy; (12)- A/C systém senzorů a počítačových vstupů

Obr.2.3. Blokové schéma systému ECAM u letounu Airbus A 320 [2]

System ECAM tedy u letounu Airbus A 320 v případě monitorování pohonných jednotek spolupracuje se systémy řízení motoru a získává z nich potřebné informace. Systémem řízení motoru je v tomto případě systém FADEC, který se dále skládá z řady subsystémů, které zajišťují řízení a monitorování pohonné jednotky. Systém FADEC a jednotlivé podřízené subsystémy související s řízením a monitorováním pohonné jednotky získávají údaje v podobě fyzikálních veličin, které jsou získávány z rozsáhlé soustavy čidel a senzorů umístěných po celém motoru. Systém FADEC je datově propojen se systémy letadla (systémem ECAM, plynovými pákami, ovládacími prvky motoru, reverzů atd.) datovými sběrnicemi ARINC 429 a je také propojen s elektrickou napájecí sítí stejnosměrného proudu 28 V a střídavého proudu 115V, 400Hz. Lze tedy říci, že ovládání motoru a získávání informací týkajících se provozních hodnot a veličin zobrazovaných displeji systému ECAM jsou získávány ze systému FADEC prostřednictvím datových sběrnic, soustavy ovládacích a monitorovacích systémů a rozsáhlé soustavy senzorů a čidel. Některé fyzikální veličiny jsou zobrazovány přímo bez jakéhokoli upravení na displejích systému ECAM, jedná se především o veličiny teplot, otáček apod. Údaje získané na základě výpočtů získané z většího počtu veličin jako, například průměrná spotřeba, nebo vibrace motoru, vyžadují před zobrazením v systému ECAM takzvaně zpracování, tyto úpravy probíhají přímo v systému FADEC a jsou dále zpracovávány palubními systémy letadla. Jakým způsobem je realizováno propojení systému FADEC pomocí datových sběrnic ARINC 429 se systémy letadla a systémem ECAM je uvedeno na obrázku 2.4.



(1)- Digitální letový datový zaznamenávací systém; (2)-Letové datové rozhraní a řídicí jednotka; (3)- Centralizovaný chybový zobrazovací systém; (4)- monitorovací počítače; (5)- Motorový spojovací modul;(6)- kanál A elektronické kontrolní jednotky ECU; (7)- kanál B elektronické kontrolní jednotky ECU; (8)- motor 1 /2/; (9)- počítač pro generování letových varovných hlášení; (10)- počítače zpracovávající data, které se zobrazují na displejích; (11)- Letové navigační a řídicí počítače; (12)- Datová hospodářská jednotka

Obr. 2.4. Datové propojení systému FADEC se systémy letadla (ECAM) [13]

2.1.3. Systém FADEC

Slovo, nebo-li zkratka FADEC vznikla z anglického názvu systému pro regulaci turbínového motoru - Full authority digital engine control system. Mluvíme-li o systému FADEC, znamená to, že mluvíme o digitálním řídicím, systému motoru s pravomocí plného řízení. Historie vzniku systému FADEC se datuje od počátku šedesátých let, kdy u stále složitějších letadlových systémů regulace motorů již nebylo efektivní provádět mechanickou regulaci turbínových motorů z pilotní kabiny. Mechanická regulace turbínových motorů vedla u více motorových letadel k potřebě palubního inženýra, který měl na starosti chod motorů a jejich regulaci. Tato neefektivní leč spolehlivá regulace motorů postupem času přestávala vyhovovat. V rámci zvyšování efektivity řízení motoru, optimalizace spotřeby pohonných hmot a zvyšování bezpečnosti letu došlo k vývoji analogového řídicího systému motoru s pravomocí plného řízení. Tento systém byl poprvé aplikován u motorů Rolls Royce Olympus 593. Nevýhodou tohoto analogového systému řízení motoru byla jeho náchylnost na rušení vnějšími vlivy a jeho relativně nízká spolehlivost. Proto v sedmdesátých letech došlo k vývoji digitálního řídicího systému motoru s plnou autoritou řízení, tak jak jej známe dnes pod názvem FADEC. Na vývoji tohoto systému jako první začala v sedmdesátých létech minulého století pracovat NASA společně se společností Pratt and Whitney. První systémy FADEC byly aplikovány u pohonných jednotek letounů Harrier II.

Systém FADEC zabezpečuje plné automatické digitální řízení motoru. U motorů vybavených systémem FADEC již není k dispozici mechanická vazba regulace, která je realizovaná pomocí různých soustav bowdenových táhel a výškových barometrických regulačních soustav, vedoucím k mechanickým regulačním jednotkám v podobě akceleračních a deceleračních automatů, které se slučují v palivo-regulačních systémech. U systému FADEC je řízení prováděno elektronicky. Odpadá zde již potřeba mechanické vazby mezi ovladačem a řídicím regulačním členem. Povelů z ovladačů a plynových pák umístěných v kokpitu letadla jsou snímány a převáděny pomocí různých zařízení v podobě analogově-digitálních převodníků a řídicích počítačů zpracovávány a dále vedeny do systému FADEC pomocí datových sběrnic. Datové propojení systému FADEC se systémem letadla je zobrazeno na obr. 2.4. v předchozí kapitole. Datová sběrnice je v podstatě koaxiální odstíněný vodič, zajišťující obousměrný tok binárních dat mezi řídicími vysílacími jednotkami a přijímacími jednotkami. Systém datových sběrnic musí zajistit nepřetržitý tok mezi vysílacími a přijímacími jednotkami podle stanoveného datového protokolu. Vodiče datových sběrnic

musí být řádným způsobem odstíněny, a to proto, aby nedocházelo k narušení datového přenosu. Data, která jsou přivedena do systému FADEC jsou zde dále vyhodnocována a optimalizována v závislosti na aktuálním režimu chodu pohonné jednotky, parametrech ze snímačů, čidel a parametrů okolního prostředí. Data jsou dále vedena k servo-pohonům ovládajícím regulační palivovou jednotku a dalším podpůrným či regulačním soustavám turbínového motoru. Tímto zjednodušeně popsaným způsobem je v systému FADEC realizováno ovládání pohonné jednotky a jejího tahu. Systém FADEC mimo toto, také automaticky zajišťuje chod pohonné jednotky v průběhu letu ve všech letových hladinách a ve všech režimech chodu pohonné jednotky bez potřeby jakýchkoliv vnějších zásahů ze strany posádky letadla. Díky tomuto systému v současné době se již dopravní letadla obejdou bez palubních inženýrů, a to umožňuje snadnou a efektivní obsluhu ze strany dvou členné pilotní posádky, se současným zachováním vysokých nároků na bezpečnost letu. Systém FADEC funguje vlastně tak, že přijímá větší množství proměnných v podobě údajů o aktuálním stavu letu, včetně údajů o hustotě vzduchu, poloze dávkovací jehly palivového systému, poloze plynových pák, teplot a tlaků v motoru a mnoha dalších parametrů. Tyto vstupní veličiny jsou přijímány jednotkou EEC popřípadě jednotkou ECU, které v podstatě tvoří systém FADEC (EEC, ECU jsou aplikovány v závislosti na typu letadla a pohonné jednotky) a tyto informace jsou zde až 70 krát za sekundu analyzovány. Parametry důležité pro chod motoru jsou hodnoty otáček, teplot, průtočného množství paliva, pozice stavitelných statorových lopatek kompresorů a poloha odpouštěcích proti-pumpážních ventilů. Tyto parametry se vypočítávají ze vstupních parametrů do systému FADEC a používají se dle potřeby pro regulaci správného chodu motoru. Systém FADEC také řídí veškeré procesy spojené s regulací při spouštění a vypínání motoru. Účelem systému FADEC je zajištění optimálního výkonu pohonné jednotky pro aktuální letové podmínky. FADEC dále zajišťuje nepřetržité sledování provozních parametrů motoru, na základě nichž chrání motor před překročením kritických provozních režimů, u kterých by v případě překročení mohlo dojít k poškození, nebo dokonce k destrukci motoru. Tuto regulaci provádí rovněž automaticky bez potřeby vnějších zásahů ze strany posádky letadla. Aby bylo dosaženo co největší bezpečnosti u systému FADEC jsou jednotky ECU (Electronic Control Unit) případně EEC (electronic engine control) zdvojeny. To znamená například u systémů užívajících jednotky ECU, že jsou tyto jednotky zdvojené, tedy že jsou tvořeny dvěma na sobě nezávislými počítači, z nichž každý dokáže nezávisle na sobě monitorovat a regulovat motor. V případě výpadků jednoho ze dvou těchto počítačů jsou definována pravidla, na základě kterých je stanoven způsob vyhodnocení nefunkčního kanálu

(počítače) a předepsaným způsobem je tento nefunkční počítač nahrazen záložním. Každý motor má svou vlastní jednotku ECU popř. EEC.

Výhodou aplikace systému FADEC je:

- Optimalizace spotřeby paliva v závislosti na letových režimech
- Automatická ochrana motoru před překročením maximálních povolených provozních hodnot
- Schopnost efektivnějšího řízení motoru ve všech jeho režimech chodu
- Vyšší bezpečnost se zavedením více počítačů (kanálů) v systému FADEC
- Poloautomatické spouštění motoru
- Lepší spolupráce systémů motoru se systémy letadla
- Dlouhodobé sledování stavu motoru a jeho diagnostika
- Snižuje počet parametrů, na které musí dohlížet posádka
- Může podporovat automatické systémy letadla, které v nouzové situaci letadla například zvýší tah motoru

Mezi nevýhody systému FADEC patří:

- V případě úplného výpadku systému FADEC posádka nemá možnost jakkoliv ovládat motory (chybí pevná mechanická vazba pro ovládání pohonné jednotky) řízení motoru má plně na starosti počítač. V případě nouze má posádka pouze možnost vypnout motor.

2.1.4. Systém FADEC u letounu Airbus A 320

Motor CFM 56-5B je ovládán prostřednictvím systému FADEC a má úplnou autoritu nad kontrolou a řízením systémů motoru. Motor je ovládán prostřednictvím systému FADEC, tento systém poskytuje informace zobrazované systémem ECAM, monitoruje stav motorů a informace potřebné k údržbě. Kontroluje palivovou soustavu motoru a automaticky chrání motor před překročením maximálních otáček vysokotlakého rotoru N2 a nízkotlakého rotoru N1. Systém FADEC u tohoto letounu zajišťuje poloautomatické spouštění motorů a ochranu před překročením provozních hodnot povolených na zemi. Systém řídí tah motorů a to podle dvou režimů, podle manuálního režimu – aktuální polohy plynových pák v kokpitu letounu, se kterými manipuluje posádka letounu a podle automatického režimu autothrust, který dostává povely od autopilota. FADEC zajišťuje také optimální chod motorů ve všech

režimech letu a ve všech letových hladinách, a tím dohlíží na chod kompresorů a turbíny, ovládá a kontroluje činnost obracečů tahu, řídí cirkulaci paliva v palivo-olejovém výměníku. FADEC je tvořen u každého motoru jednotkami ECU. Tyto jednotky jsou na každém motoru umístěny na plášti modulu dmýchadla a nízkotlakého předřadného kompresoru, jsou to počítače systému FADEC. Tato jednotka elektronicky řídí motor a neustále analyzuje a provádí výpočty stavu motoru. Každá řídicí jednotka ECU je tvořena dvěma identickými počítači, které jsou definovány jako kanál A a kanál B. Je to z důvodu zvýšení bezpečnosti systému, každý počítač je schopen samostatně regulovat motor. Všechny vstupy do systému FADEC jsou zdvojené, mimo některých sekundárních vstupů, představující sekundární informace. Aby bylo docíleno větší odolnosti vůči chybám v systému, je uvnitř ECU mezi kanály A a B implementován příčný kanál datového spojení, díky kterému je možné porovnávat vstupní údaje. Každá jednotka ECU je vybavena, vestavěným zkušebním zařízením BITE, které kontroluje a testuje data pomocí MCDU. Pomocí zařízení BITE je každá jednotka ECU schopna detekovat selhání systému a přepnout vadný kanál na funkční a vadný kanál je následně přesunut do pozice fail-save. Řídicí jednotka ECU komunikuje s hydromechanickou řídicí jednotkou HMU, která aktivně převádí elektronické signály na hydraulické ventilové řízení motoru. Každá jednotka ECU je napájena třífázovým alternátorem umístěným na skříni náhonů, který jí poskytuje napětí o velikosti 115 V AC 400Hz a stejnosměrnou napájecí síť s napětím 28 V DC. Jednotka ECU je napájena ze sítě střídavého napětí (alternátorem) při spouštění motoru od chvíle, kdy vysokotlaký rotor a tím pádem i hřídel N2 dosáhne otáček vyšších než 15% z maximálních možných provozních otáček pro tento rotor. Systém FADEC také spolupracuje s periferními komponenty v podobě různých ventilů, senzorů a pohonů určených pro ovládání a monitorování pohonné jednotky. Datová komunikace mezi systémem FADEC a systémy letadla probíhá přes datové sběrnice ARINC 429. Schéma propojení systému FADEC (ECU) se systémy motoru a se systémy letadla je znázorněno na obrázku 2.5. Na obrázku 2.6. je znázorněno blokové schéma systému FADEC. V systému FADEC jsou zahrnuty funkce, které zajišťují bezproblémový chod motoru a jsou zde integrovány funkce, které spolupracují s elektronickými systémy letadla.

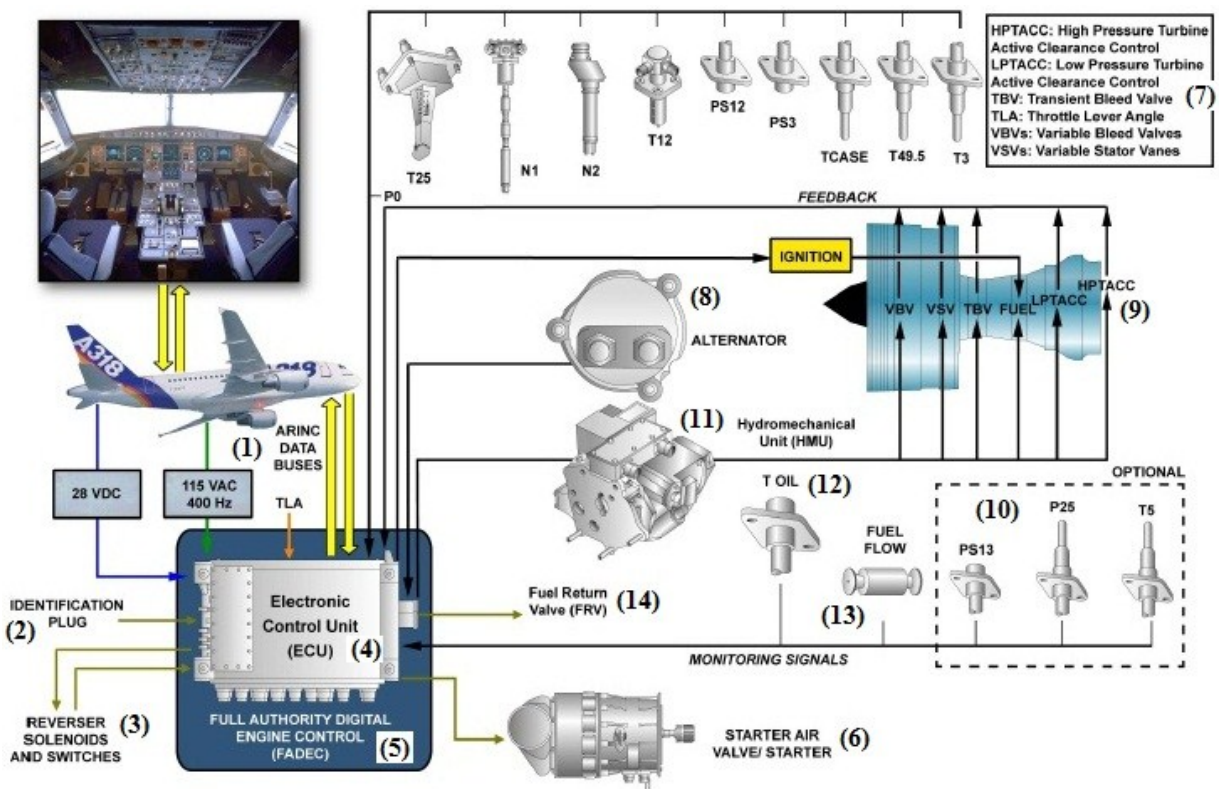
Mezi funkce, které zajišťují bezproblémový chod motoru, patří například:

- Řízení a kontrola výkonu pohonné jednotky
- Kontrola odpouštějících ventilů VBV - Variable Bleed Valves (VBVs) control
- Řízení stavitelných statorových lopatek kompresoru VSV - Variable Stator Vanes (VSVs) control

- Řízení ventilů přechodových jevů TBV - Transient Bleed Valve (TBV) control
- Regulace a kontrola palivového systému motoru
- Aktivní kontrola radiální vůle vysokotlaké turbíny - High Pressure Turbine Active Clearance Control (HPTACC)
- Aktivní kontrola parametrů nízkotlaké turbíny - Low Pressure Turbine Active Clearance Control (LPTACC)
- Řízení zpětného palivového ventilu - Fuel Return Valve (FRV) control

Funkce spolupracující se systémy letadla:

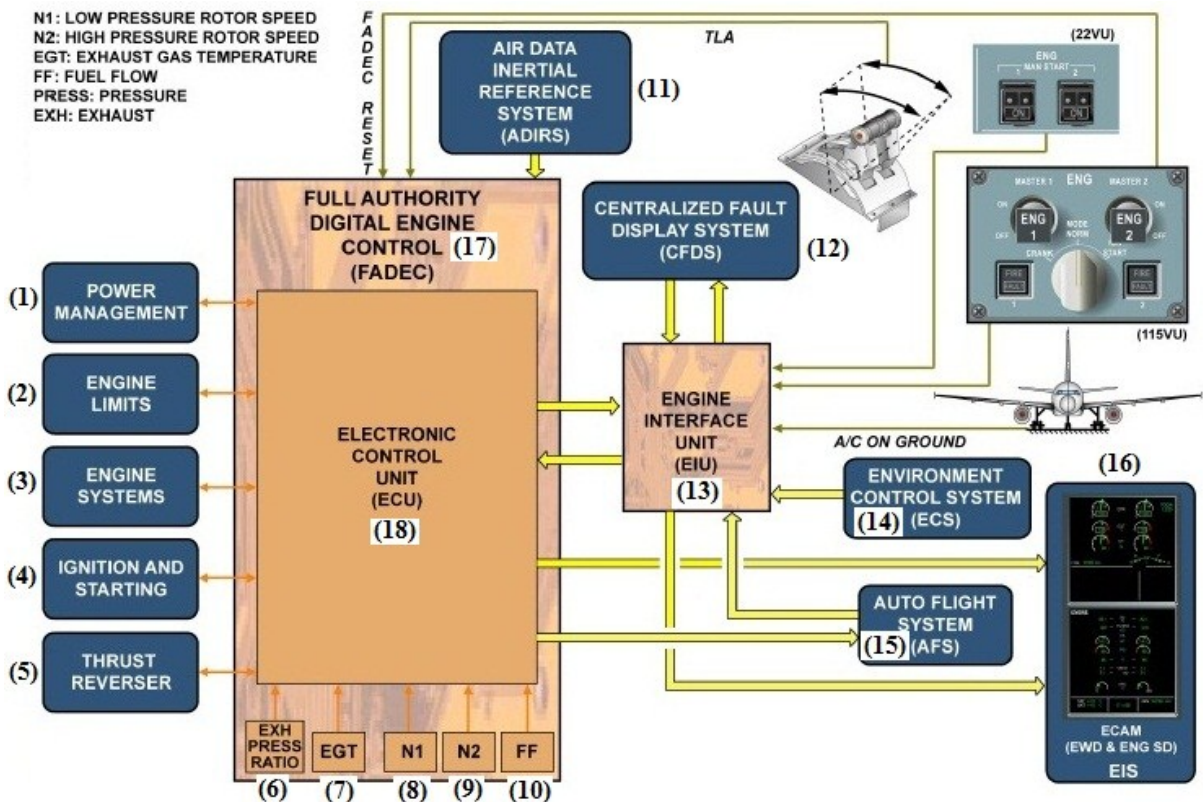
- Indikace motoru
- Motorová údržbová data
- Ruční a automatické spouštění motoru
- Řízení obracečů tahu
- Autothrust



(1)-datové propojení sběrnicemi ARINC; (2)-identifikační vstup; (3)-spínače a ovládání elektromagnetů obracečů tahu; (4)-elektronická kontrolní jednotka ECU; (5)-systém FADEC; (6)-vzduchový startér; (7)-motorové sensory a jejich umístění na motoru; (8)-alternátor; (9)-motor; (10)- sensory volitelně monitorovací sady PMUX; (11)-hydromechanická jednotka; (12)-snímač teploty oleje; (13)-snímač průtoku paliva; (14)-Řízení zpětného palivového ventilu

Obr. 2.5. Schéma propojení systému FADEC (ECU) se systémy motoru a se systémy letadla

[13]

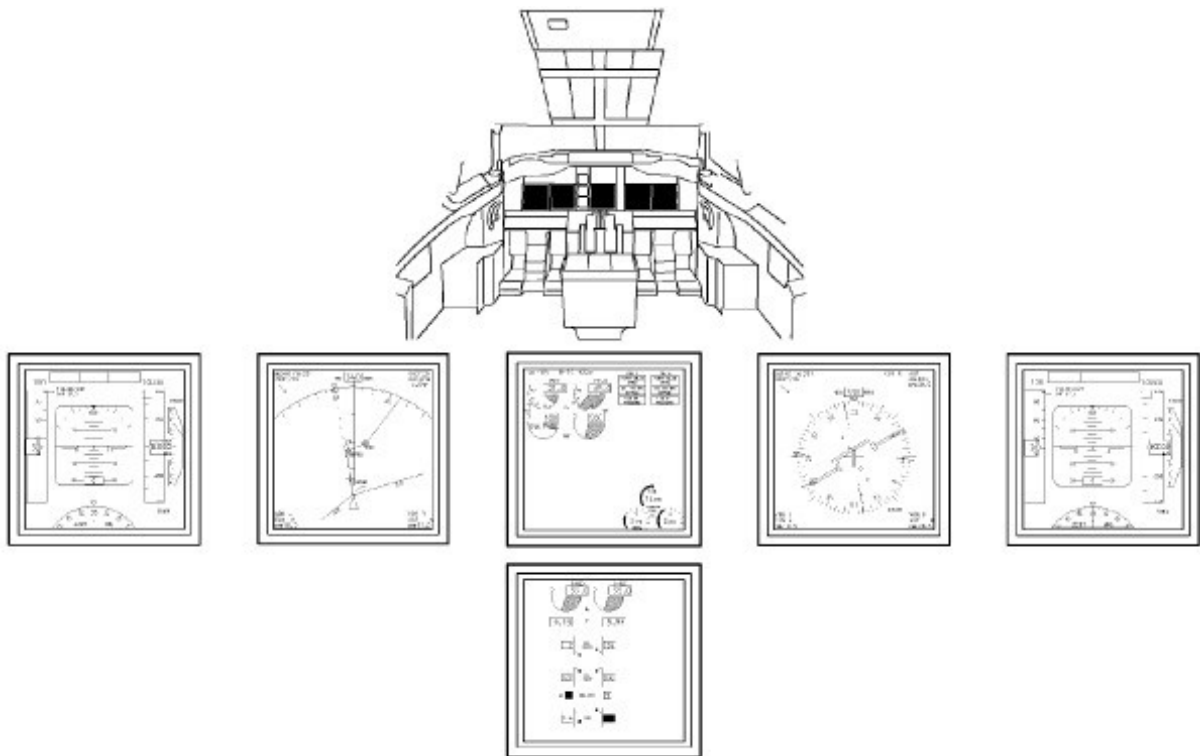


(1)- řízení výkonu; (2)-motorové limity; (3)-motorové systémy; (4)-zapalování a spouštění; (5)-obraceč tahu; (6)-EXH tlakový poměr; (7)-teplota výstupních plynů; (8)-otáčky N1; (9)-otáčky N2; (10)-průtočné množství paliva; (11)-inerciální referenční systém letových dat; (12)- Centralizovaný chybový zobrazovací systém; (13)-Motorový spojovací modul (14)-environmentální řídicí systém; (15)-systém automatického letu

Obr. 2.6. Blokové schéma systému FADEC [13]

2.2. Informační systém motorů u letounu Boeing B 737-800

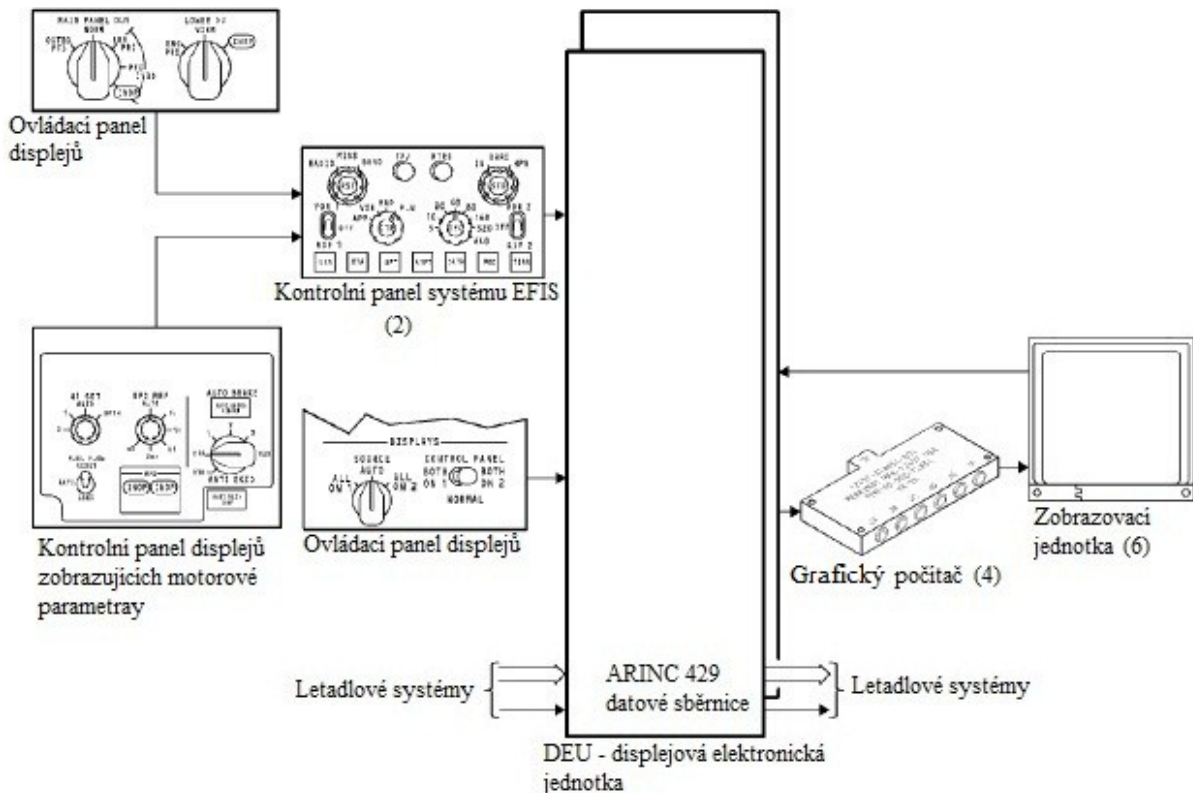
Informační systém letounu Boeing 737-800 je součástí společného zobrazovacího systému CDS. Tento systém se skládá ze šesti displejových jednotek v pilotním prostoru a je zobrazen na obrázku 2.7. Účelem tohoto systému je podávání navigačních informací, letových informací a informací o motorech. Displejové jednotky se dělí na jednotky systému EFIS a displejové jednotky zobrazující motorové údaje. Displejové jednotky systému EFIS jsou tvořeny celkem čtyřmi displejovými jednotkami, z nichž dvě jsou umístěny na levé straně kokpitu – na kapitánově místě tvořící primární letový displej PFD a navigační displej ND. Na pravé straně – na místě druhého pilota jsou taktéž dvě displejové jednotky orientované stejným způsobem. Ve střední části přístrojové desky jsou vertikálně orientovány dvě displejové jednotky zobrazující motorové údaje.



Obr. 2.7. Společný zobrazovací systém CDS letounů boeing B 737-600/700/800/900 [5]

2.2.1. Informační systém motorů letounu Boeing B 737-800

Informační systém motorů letounu Boeing 737-800 je součástí společného zobrazovacího systému CDS, který je tvořen šesti displeji typu LCD. Informačnímu systému motorů jsou vyhrazeny dva displeje na palubní desce umístěné ve střední části vertikálně nad sebou a jsou určeny pro zobrazování parametrů pohonných jednotek a generování automatických zpráv. Informační systém motorů letounu B 737-800 se skládá z displejových elektronických jednotek (DEU), což jsou počítače, pro společný displejový systém (CDS), které zpracovávají vstupní údaje ze subsystémů letadla, v tomto případě vstupní data od motorů z elektronické řídicí jednotky EEC a ze soustavy čidel na motorech. Blokové schéma zobrazovacího systému CDS je uvedeno na obrázku 2.8. Systém DEU získává vstupní informace z mnoha dalších elektronických, avionických a letadlových systémů. DEU tato získaná data zpracovává a převádí pomocí grafických počítačů na obrazový signál a ten posílá na příslušné displeje. K dispozici jsou celkem čtyři grafické počítače. Počítače 1 a 3 jsou určeny pro kapitánský systém EFIS a počítače 2 a 4 jsou určeny pro systém EFIS druhého pilota. DEU komunikuje s ostatními systémy prostřednictvím datových sběrnic ARINC 429 pomocí diskretních (digitálních) dat.



Obr. 2.8. Blokové schéma zobrazovacího systému CDS [5]

Elektronické řídicí jednotky motoru EEC odesílají a přijímají data od displejových elektronických jednotek DEU prostřednictvím datových sběrnic ARINC 429. Displejové elektronické jednotky DEU také odesílají data do elektronických řídicích jednotek EEC hlavních motorů a do EEC pomocného palubního energetického generátoru APU.

Na datových sběrnících mezi EEC a DEU probíhá tok těchto dat:

- Údaje z elektronických řídicích jednotek EEC
- Hodnota tahu/letadlová modelová data
- Údaje o stavu vzduchových systémů motoru
- Údaje z inerciální referenční vzduchové jednotky ADRIU
- Údaje o pozici obracečů tahu
- Údaje o stavu motorového vzduchového startéru
- Údaje o aktuálním stavu chodu motoru
- Údaje o otáčkách rotoru N1
- Údaje o otáčkách rotoru N2
- Údaje o teplotách výstupních plynů
- Údaje o hlavním motorovém olejovém systému
- Údaje o stavu palivového filtru/hrozba ucpání-obtoku

Motorové displeje

Displeje informačního systému se dělí na primární a na sekundární displej. Primární displej, zobrazující primární motorové údaje a varovná hlášení, je umístěn v horní části středního panelu přístrojové desky. Sekundární displej, zobrazující sekundární údaje o motorech, je umístěn ve spodní části pod primárním displejem. Mezi hlavní informace, které tyto displeje zobrazují patří:

- Zpráva o limitech automatického řízení tahu autothrottle, režimu tahu a celkové teplotě vzduchu TAT
- Generování automatických hlášení a upozornění
- Otáčky N1
- Otáčky N2
- Teplota výstupních plynů EGT
- Průtok paliva a spotřeba
- Tlak, teplota a množství oleje
- Motorové vibrace
- Tlak hydraulické kapaliny a její množství

Informační systém motorů indikuje informace o překročení mezních hodnot. Tyto informace bývají znázorněny na displejích červenou a jantarovou barvou na sekundárním displeji. Při překročení mezních hodnot během zobrazení dané varovné informace, tato zpráva po dobu prvních deseti sekund bliká. V případě selhání jednoho ze dvou displejů informačního systému motorů je primární zobrazování údajů automaticky přesunuto na druhý displej a piloti si pak mohou libovolně na ovládacím panelu těchto displejů volit jednotlivé módy zobrazení, které zrovna potřebují vidět.

2.2.2. Regulace motorů u letounů Boeing 737-800

Regulace motorů CFM56-7B u letounů typu boeing B 737-800 probíhá na podobném principu jako v případě systému FADEC, který je detailněji popsán v kapitole 2.1.3. Hlavním rozdílem je, že veškerou regulaci a monitorování pohonné jednotky zajišťuje elektronická řídicí jednotka EEC. Tato jednotka ovšem funguje na stejném principu jako elektronická kontrolní jednotka ECU, která je aplikována u letounů Airbus A-320 na motorech CFM 56-5B v systému FADEC. Elektronické řídicí jednotky EEC jsou použity u obou motorů a jsou taktéž umístěny na pláštích dmychadel. Tyto jednotky neustále monitorují stav motorů a

elektronicky regulují jejich chod během všech režimů chodu pohonných jednotek za letu i na zemi bez potřeby vnějších zásahů ze strany posádky. Kontrolují palivovou soustavu motoru a automaticky chrání motor před překročením maximálních otáček vysokotlakého rotoru N2 a nízkotlakého rotoru N1. EEC se skládá ze dvou kanálů A a B, které jsou tvořeny dvěma identickými počítači, které jsou každý samostatně schopny regulovat motor. Mají také příčný kanál datového spojení a systém vestavěného zkušebního zařízení BITE, testujícího a porovnávajícího tok dat pomocí MCDU. Hlavní složkou elektronického řízení motoru je tedy elektronická řídicí jednotka EEC, která je také hlavní složkou palivového a kontrolního systému motoru. Elektronická řídicí jednotka EEC spolupracuje se společným zobrazovacím systémem CDS a s počítači displejových elektronických jednotek DEU-1, nebo DEU-2. EEC přijímá data z mnoha letadlových systémů prostřednictvím počítačů displejových elektronických jednotek DEU. Elektronické řídicí jednotky EEC také s těmito DEU komunikují a poskytují jim tak údaje o motorech. Prostřednictvím jednotek DEU poskytují elektronické řídicí jednotky údaje o pohonných jednotkách ostatním letadlovým systémům. Všechna tato data tak prochází počítači DEU-1, nebo DEU-2. Elektronická kontrolní jednotka EEC je také datově propojena s počítačem automatického řízení tahu-autothrottle. Počítač autothrottle přijímá data ze snímačů aktuální polohy plynových pák a data z elektronických řídicích jednotek motorů. Na základě těchto dat vypočítává aktuální tah pohonných jednotek, který přímo ovlivňuje posádka. Počítače autothrottle jsou taktéž schopny řídit automaticky tah pohonných jednotek ve spolupráci se systémem automatického řízení letu a ostatními letadlovými systémy. Princip elektronického řízení motoru je znázorněn na obrázku 2.9. Hydromechanická řídicí jednotka HMU dostává elektrické příkazy z EEC pro ovládání a regulaci motorového palivového systému. Hydromechanická jednotka HMU zajišťuje dávkování množství paliva pro spalování ve spalovací komoře a zajišťuje tlak pro servomechanismy regulující provoz motoru. HMU dostává prostřednictvím EEC údaje o poloze plynových pák v kokpitu letounu a tímto způsobem je realizováno ovládání tahu pohonných jednotek. Elektronická řídicí jednotka reguluje prostřednictvím HMU motor a zajišťuje tak během všech jeho režimů bezproblémový chod. Každá jednotka EEC je napájena třífázovým alternátorem umístěným na skříni náhonů, který jí poskytuje elektrický proud. Datová komunikace mezi elektronickými řídicími jednotkami EEC a systémy letadla probíhá prostřednictvím datových sběrnic ARINC 429.

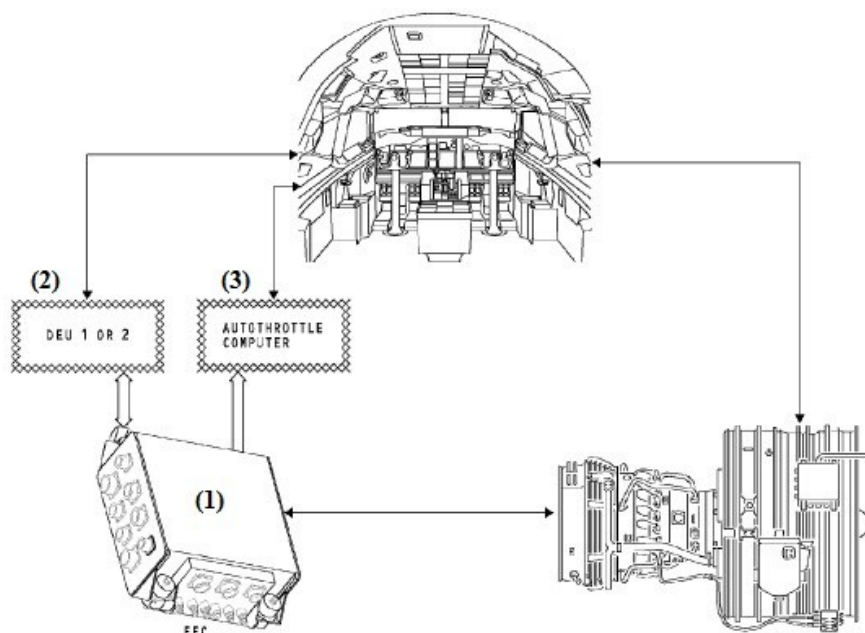
Hlavní systém řízení motoru se skládá z těchto komponentů:

- Letadlové datové rozhraní

- Sensory
- Elektronická řídicí jednotka EEC
- Hydromechanická jednotka HMU

Elektronická řídicí jednotka EEC je datově propojena s těmito systémy a komponenty motorů:

- Hydromechanická jednotka HMU
- Systém letového řízení motoru - Engine air control systém
- Motorové senzory
- Vysílač průtoku paliva - Fuel flow transmitter
- Alternátor EEC
- Systém zapalování - Ignition systém



(1)Elektronická řídicí jednotka EEC;(2) počítače displejových elektronických jednotek DEU-1, nebo DEU-2; (3) počítač automatického řízení tahu-autothrottle

Obr.2.9. Blokové schéma systému elektronického řízení motoru [5]

3. Srovnání datových parametrů motorů letadel A320 a B737

V této kapitole bude provedena analýza senzorů snímajících fyzikální veličiny na turbínových motorech letadel Boeing B737-800 a Airbus A320. Jedná se konkrétně o motory CFM 56-5B (A 320) a motory CFM 56-7B (B 737-NG). Cílem je zjistit rozdíly v těchto senzorech u obou typů motorů a na základě těchto rozdílů zjistit možnosti jejich optimalizace. Motorové senzory a jejich snímané veličiny zde budou komplexně popsány. Tyto získané údaje budou podkladem pro provedení technické a ekonomické optimalizace v následující kapitole.

3.1. Snímané parametry motoru CFM 56-5B letounu A 320

Monitorování je u těchto motorů realizováno pomocí elektronické kontrolní jednotky ECU na základě vstupních údajů ze soustavy senzorů rozmístěných po celém motoru. Hodnoty, které snímají jednotlivé senzory, se rozdělují na primární parametry a na sekundární parametry. Protože výrobce těchto motorů nabízí volitelné monitorovací sady, které jsou tvořeny doplňujícími senzory na různých částech motoru a slouží tak pro posuzování a monitorování stavu pohonné jednotky, přibývá další typ parametrů, které se označují jako volitelné.

Primární parametry:

- Indikace otáček nízkotlakého rotoru N1
- Indikace otáček vysokotlakého rotoru N2
- Údaje o teplotě výfukových plynů EGT
- Údaj o hodnotě průtoku paliva – Fuel Flow (FF) Indication
- Limity režimu tahu - thrust limit mode
- Hodnocení limitů otáček N1 - N1 rating limit

Sekundární parametry:

- ✓ Parametry, které jsou neustále zobrazovány v systému ECAM:
 - Palivová indikace
 - Množství oleje
 - Tlak oleje
 - Teplota oleje
 - Indikace zapalování
 - Ukazatel polohy startovacího ventilu
 - Vibrace
- ✓ Parametry, které nejsou v systému ECAM zobrazovány po celou dobu provozu
 - Indikace ucpání olejového filtru
 - Indikace ucpání palivového filtru
 - Indikace teploty v gondole

Volitelné parametry (doplňující):

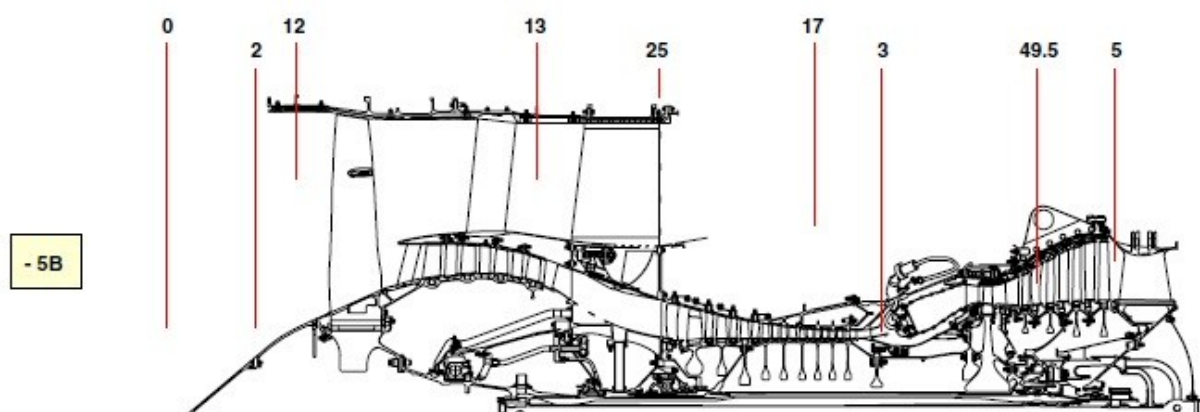
- Teplota plynů za turbínou

- Teploty a tlaky na vstupu do kompresorů

3.1.1. Snímače, senzory a snímané veličiny na motoru CFM 56-5B

Termodynamické řezy

Elektronická kontrolní jednotka ECU vyžaduje pro regulaci během všech fází letu a chodu pohonné jednotky provozní termodynamické parametry motoru. Jedná se o parametry tzv. aerodynamických cest snímaných v různých částech motoru. Senzory jsou umístěny v různých aerodynamicky obtékaných částech motoru, například v kanálech primárního a sekundárního vzduchu, na vstupu do motoru a výstupu z vysokotlakého kompresoru. Detailní rozmístění termodynamických řezů je uvedeno na obrázku 3.1. Tyto parametry snímá elektronická kontrolní jednotka a používá je pro regulaci motoru a také je poskytuje ostatním systémům letadla. Tyto parametry jsou primárního i sekundárního charakteru.



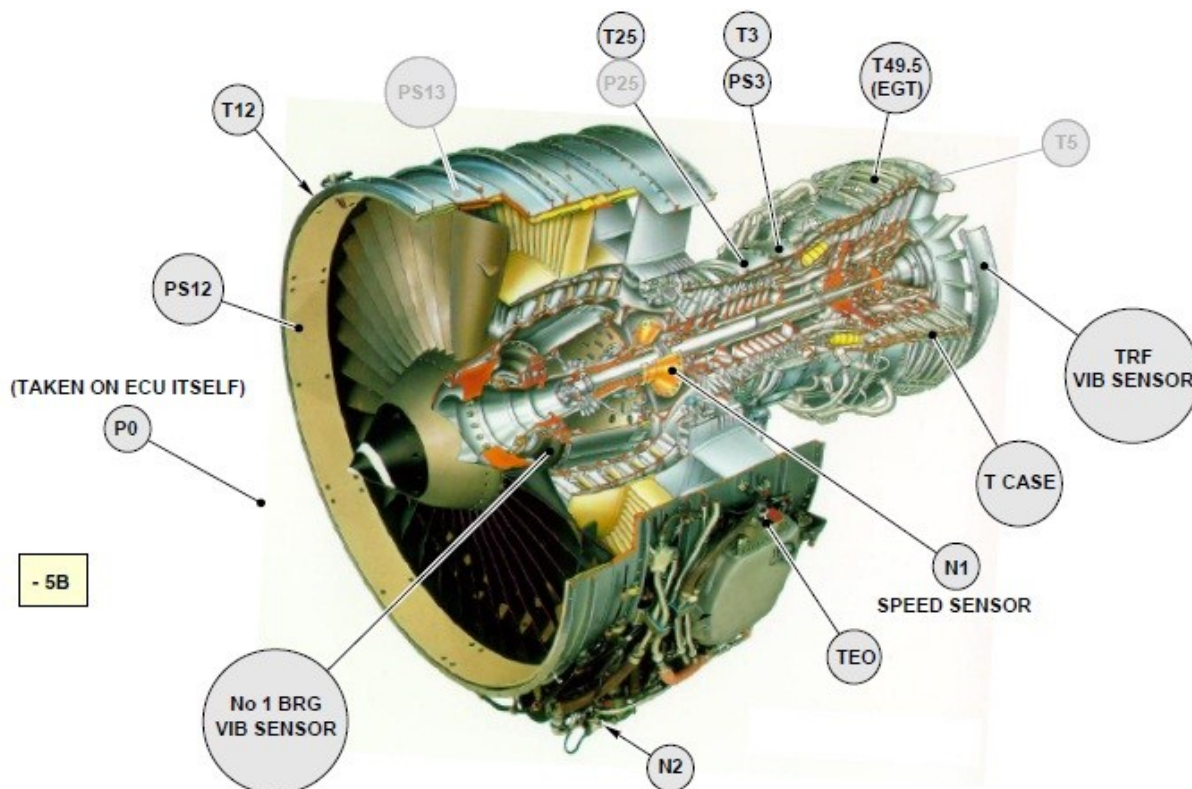
Obr 3.1. Rozmístění termodynamických řezů na pohonné jednotce CFM 56-5B [6]

Motorové snímače

Na pohonné jednotce CFM 56-5B jsou tyto druhy snímačů:

- Snímače otáček rotorů (N1; N2)
- Rezistivní - odporové teplotní senzory RTD (T12; T25)
- Termočlánky (T3; T49,5; T5; TEO; T Case)
- Tlakoměry (P0; PS3; CDP; PS12; PS13; P25)
- Vibrační snímače (TRF)

Rozmístění motorových snímačů je zobrazeno na obrázku 3.2. Z uvedených senzorů jsou tyto senzory označeny jako volitelná monitorovací souprava: T5; PS13; P25



N1-snímač otáček nízkotlakého rotoru; N2 snímač otáček vysokotlakého rotoru; T12-vstupní teplota před rotorem dmyhadla; T25-vstupní teplota do vysokotlakého kompresoru; T3-výstupní teplota z vysokotlakého kompresoru; T49,5- teplota výstupních plynů EGT; T5-výstupní teplota z nízkotlaké turbíny; T Case- výstupní teplota z vysokotlaké turbíny; TEO-teplota motorového oleje; P0-statický tlak; PS3- výstupní statický tlak; PS12-statický tlak na vstupu do motoru; PS13-statický tlak na výstupu z dmyhadla; P25-celkový tlak na vstupu do turbíny; TRF-vibrační snímač

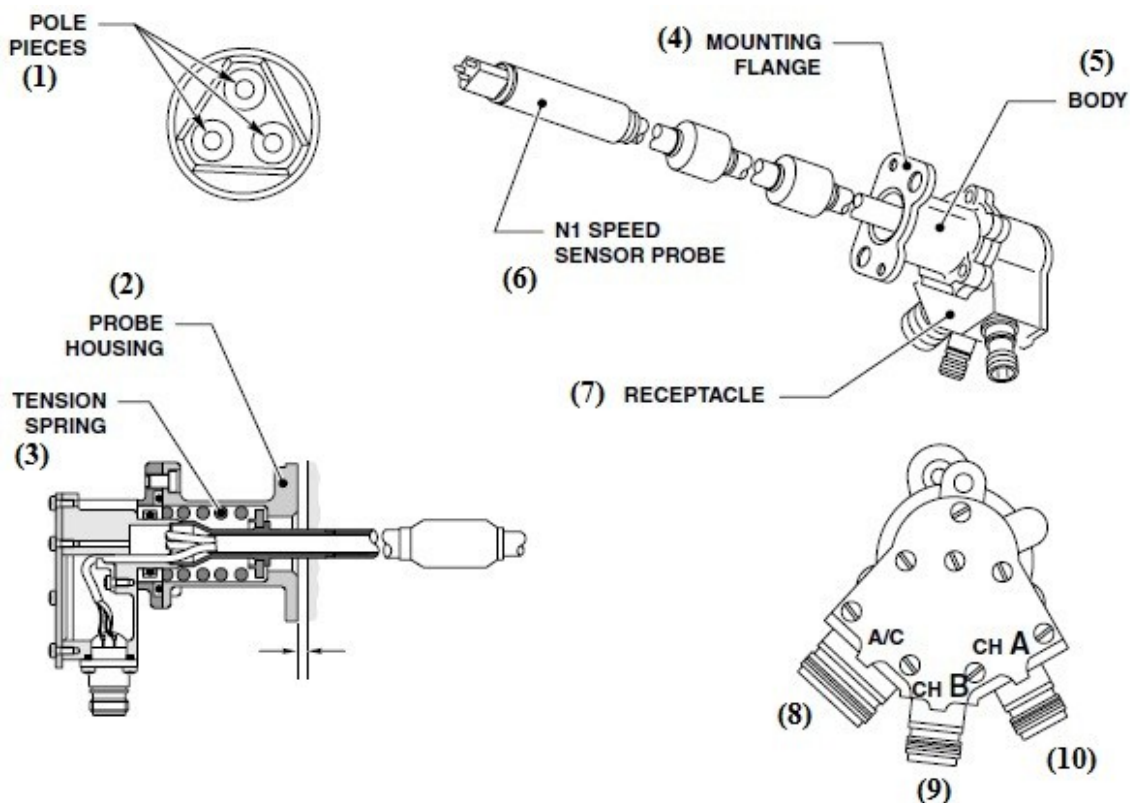
Obr. 3.2. Rozmístění motorových snímačů na motoru CFM 56-5B [6]

Snímače otáček N1 a N2

Snímač otáček N1 je na motoru namontován na rámu dmyhadla a předřadného kompresoru a snímá otáčky hřídele nízkotlakého rotoru. Hodnota snímaných otáček je v informačním systému motorů označována jako N1. Snímač otáček má tři konektory, dva konektory poskytují vstupní data řídicí jednotce ECU pro kanál A a kanál B a třetí konektor poskytuje vstupní data pro EVMU jednotku monitorující vibrace. Tento senzor slouží jako referenční součást jednotky monitorující vibrace EVMU. Informace, které poskytuje tento senzor, jsou důležité pro řízení motoru a pro analýzu vibrací. Tyto veličiny jsou primárního charakteru. Snímač otáček N1 je zobrazen na obrázku 3.3.

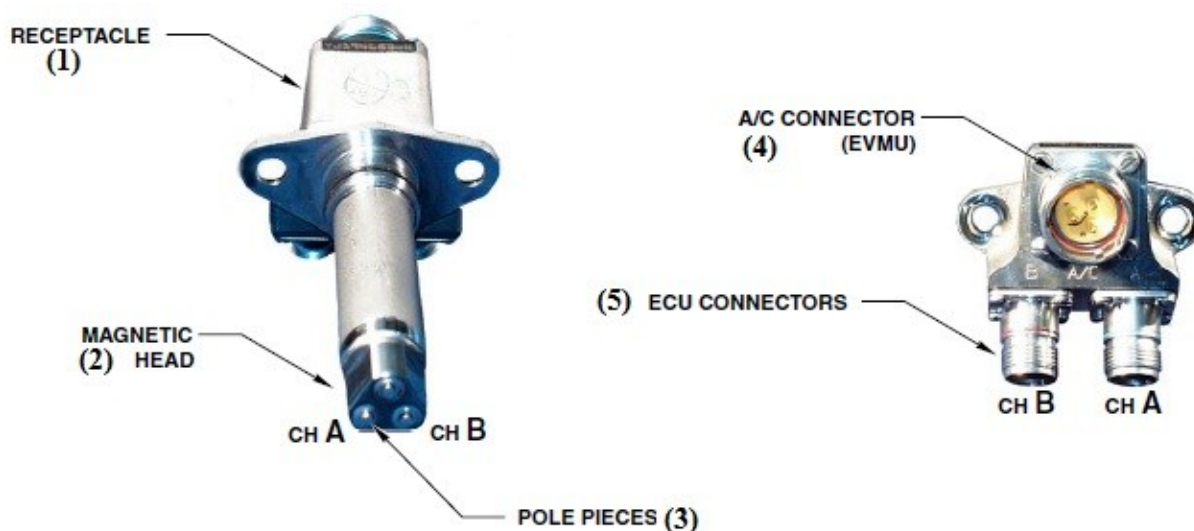
Snímač otáček N2 je na motoru umístěn na zadní straně skříně náhonů ve směru letu a snímá otáčky hřídele vysokotlakého rotoru N2. Snímání otáček je realizováno podobně jako u

snímače otáček N1. Snímač otáček N2 má celkem tři konektory, které poskytují informace ECU kanálu A a B a třetí konektor poskytuje data pro EVMU. Snímač otáček N2 je uveden na obrázku 3.4.



(1)-tyče měřící 3ks; 2)-tělo sondy; 3)-napěťová pružina; 4)-montážní příruba; 5)-tělo; 6)-sonda senzoru otáček; 7)-zásuvka konektorů; 8)Konektor pro EVMU; 9)Konektor pro ECU kanál B; 10)- Konektor pro ECU kanál A

Obr. 3.3. Snímač otáček N1 [6]

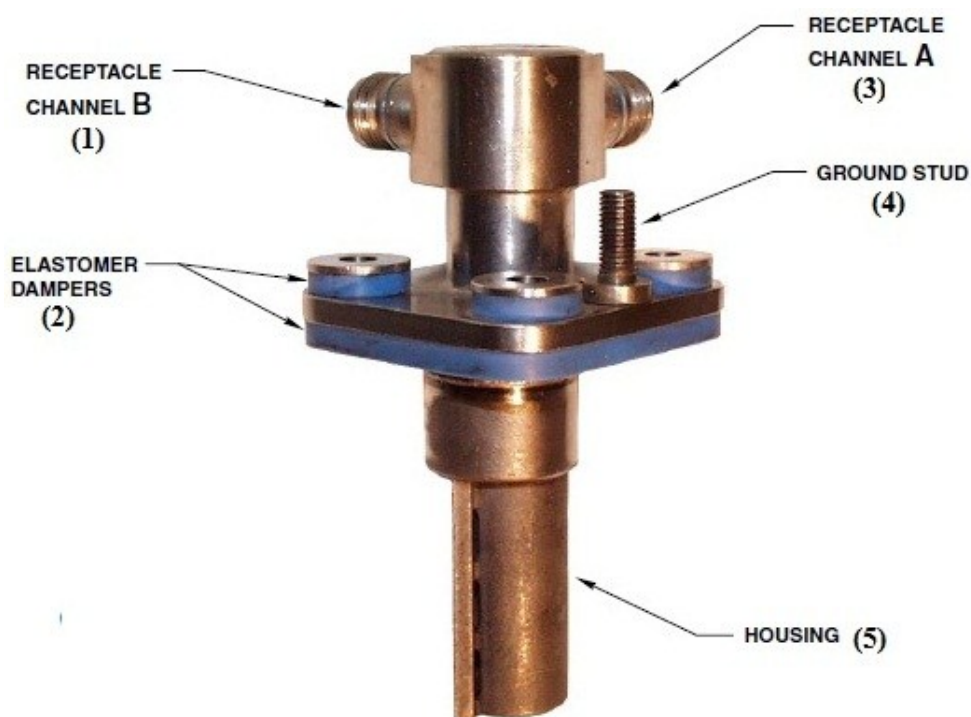


(1)-zásuvka konektorů; (2)-magnetický hrot; (3)-měřící tyče; (4)-konektor pro EVMU; konektory pro ECU

Obr. 3.4. Snímač otáček N2 [6]

Senzor T12

Jedná se o odporový (rezistivní) teplotní snímač snímající teplotu vzduchu před dmychadlem. Snímací část tohoto senzoru je umístěna na vnitřním průměru pláště dmychadla a nízkotlakého kompresoru v poloze jedné hodiny, jeho umístění je znázorněno na obrázku 3.2. Tělo senzoru vyčnívajícího do vstupní části před dmychadlem se skládá ze dvou identických snímacích prvků, přičemž, jeden poskytuje údaje ECU kanálu A a druhý poskytuje údaje ECU kanálu B. Hodnoty, které jsou snímány tímto senzorem, jsou pro chod motoru důležité, zejména slouží jako údaje pro odmrazovací systém vstupního ústrojí. Senzor T12 je popsán na obrázku 3.5.

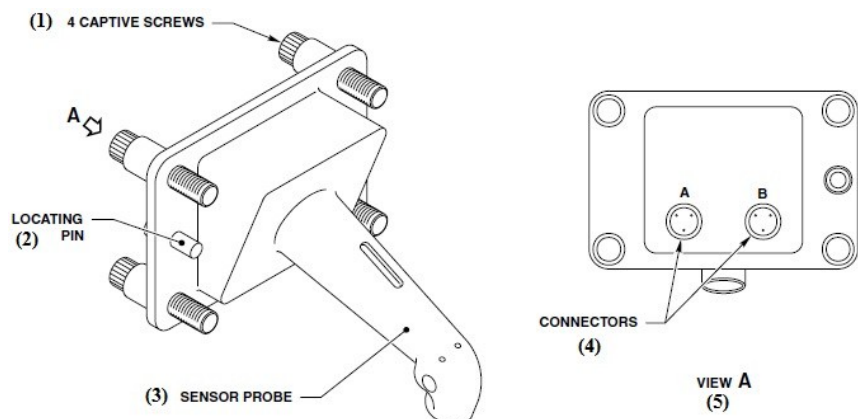


(1)-zásuvka kanálu B jednotky ECU; (2)-elastomerová podložka tlumící vibrace; (3)- zásuvka kanálu A jednotky ECU; (4)-uzemnění; (5)-tělo sondy

Obr. 3.5. Senzor T12 [6]

Senzor T25

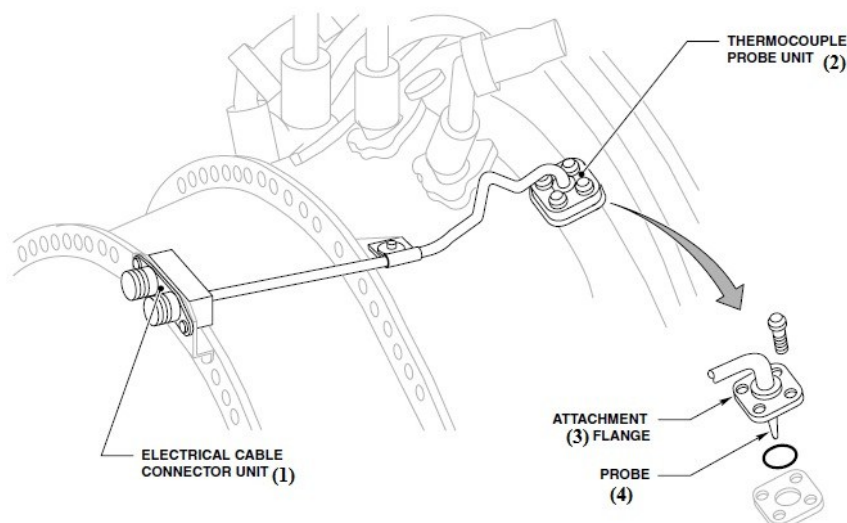
Tento senzor je odporový (rezistivní) a snímá teplotu proudu vzduchu na vstupu do vysokotlakého kompresoru. Je umístěn ve střední části vysokotlakého kompresoru a zaujímá polohu pěti hodin, bráno ve směru letu. Umístění tohoto senzoru je znázorněno na obrázku 3.2. Tento snímač je tvořen měřicí částí – tělem, které je tvořeno dvěma identickými snímacími prvky. Toto tělo ústí do mezi-lopátkových kanálů vysokotlakého kompresoru, kde snímá teplotu proudu stlačeného vzduchu. Senzor T 25 můžeme vidět na obrázku 3.6.



(1)-4 šrouby; (2)-polohový kolík; (3)-sonda senzoru; (4)-konektory; (5)-pohled A
 Obr. 3.6. Senzor T25 [6]

Senzor T3

Jedná se o termočlánek snímající teplotu na výstupu z vysokotlakého kompresoru. Tento senzor je instalován na plášti pohonné jednotky v pozici 12 hodin v prostoru spalovací komory za palivovými tryskami. Termočlánek je také zdvojený a je konstruován jako dvě sondy, které jsou uzavřeny společně v jednom těle. Měří teplotu vystupujícího proudu vzduchu z vysokotlakého kompresoru. Vzhledem k vysokým teplotám této části motoru, jsou signály z tohoto senzoru vyvedeny vodiči, chráněnými bandáží a opláštěnými kovovou trubicí mimo prostor, kde je vysoká teplota. Zde je umístěna zásuvka pro konektory kanálů ECU A a B. Senzor T3 je vyobrazen a popsán na obrázku 3.7.

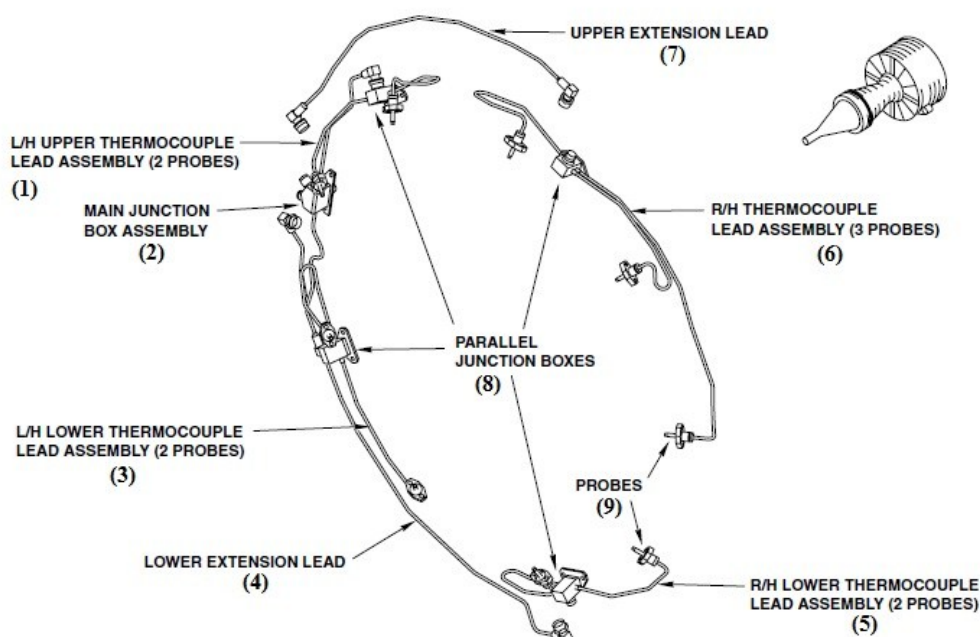


(1)-elektrický kabel a zásuvka konektorů; (2)-termočláneková sonda; (3)-spojovací příruba; (4)-tělo sondy
 Obr. 3.7. Senzor T3 [6]

Senzorový systém snímání teploty výstupních (výfukových) plynů EGT

Tento systém je na motoru umístěn v pozici termdynamického řezu 49,5 znázorněného na obrázku 3.1. Systém měření výstupních plynů EGT je tvořen celkem devíti

senzory. Tyto senzory jsou termočlánky a jsou umístěny na plášti v místě druhého stupně statorových lopatek nízkotlaké turbíny. Jednotlivé termočlánky jsou zapojeny paralelně do čtyř kabelových svazků, z čehož tři kabelové svazky jsou opatřeny dvěma termočlánky a jeden kabelový svazek je opatřen třemi termočlánky. Každý kabelový svazek poskytuje jednu hodnotu teploty, která reprezentuje průměr teplot z termočlánků umístěných na daném kabelovém svazku. Tento systém poskytuje tedy elektronické kontrolní jednotce celkem čtyři údaje o teplotách. Systém se dále dělí na kabelové svazky, které jsou umístěny na pravé straně a levé straně motoru ve směru letu. Kabelové svazky umístěné na pravé straně motoru poskytují informace o teplotách výstupních plynů kanálu A elektronické kontrolní jednotky ECU a kabelové svazky umístěné na levé straně motoru poskytují hodnoty teplot kanálu B elektronické kontrolní jednotky ECU. Měřicí část těchto senzorů je zapašována do mezi-lopátkového prostoru a snímají tak teplotu výstupních plynů. Každý z těchto termočlánků produkuje elektrický signál, který je úměrný teplotě plynů. Hodnoty teploty výstupních plynů se používají ke sledování stavu motoru. Systém měření teploty výstupních plynů je znázorněn a popsán na obrázku č. 3.8. Veškeré snímané hodnoty jsou z kabelových svazků vedeny do paralelních rozvodných skříněk, které propojují kabelové svazky dohromady. Tyto svazky jsou opatřeny jednou hlavní krabicí, která představuje zásuvku pro konektory systému ECU. Do této krabice jsou svedeny všechny čtyři výstupní signály, které jsou vedeny k elektronické řídicí jednotce ECU pro kanály A i B, kde jsou dále zpracovávány a kontrolovány.

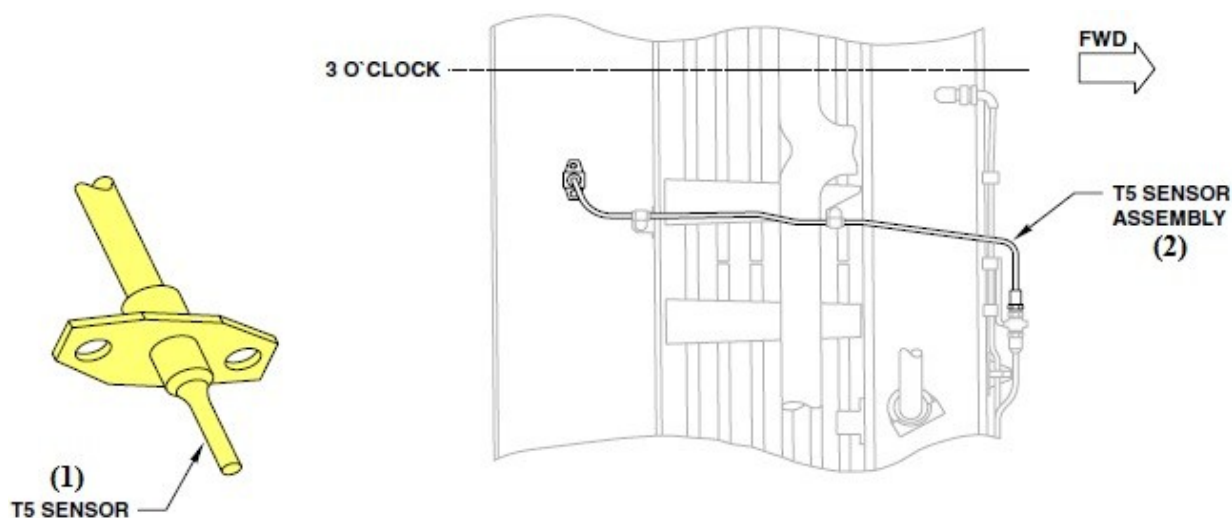


(1)-horní svazek tvořený dvěma termočlánky; (2)-hlavní konektorová zásuvka (box); (3)-spodní svazek tvořený dvěma termočlánky; (4)-spodní propojovací vedení; (5)- spodní svazek tvořený dvěma termočlánky; (6)- svazek tvořen třemi termočlánky; (7)-horní propojovací vedení; (8)-paralelní rozváděcí skřínky; (9)-sondy

Obr. 3.8. Systém měření výstupních spalin EGT [6]

Senzor T5

Tento senzor je termočlánkem snímajícím teplotu vystupujících spalin z nízkotlaké turbíny. Je umístěn na rámu v zadní části motoru na výstupu z nízkotlaké turbíny v poloze odpovídající čtyřem hodinám, uvažováno ve směru letu. Poloha tohoto senzoru je blíže označena na obrázku 3.2. Tento senzor je součástí volitelné monitorovací sady, která je k dispozici v závislosti na přání zákazníka. Tento senzor je stejně jako ostatní zdvojený a skládá se ze dvou termočlánků v jednom těle a montážní příruby, která slouží k uchycení k motoru. Měřené hodnoty jsou vedeny pomocí chráněného vodiče k hlavní konektorové zásuvce systému měření výstupních spalin. Tyto dva články jsou paralelně zapojeny do zásuvky, odkud je jejich snímaná hodnota odesílána jako jediný signál kanálu A elektronické řídicí jednotky ECU. Senzor T5 je uveden a popsán na obrázku 3.9.

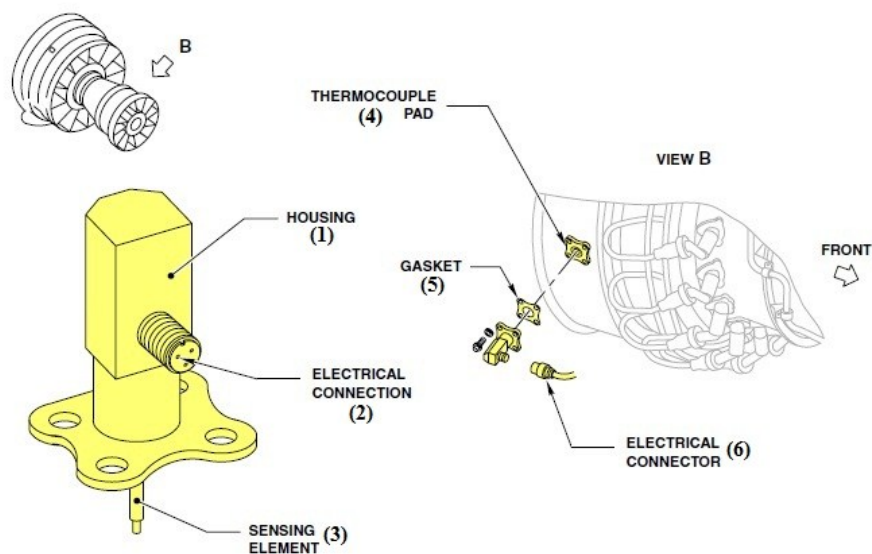


(1)-senzor T5; (2)-propojení

Obr. 3.9. Senzor T5 a jeho lokace na pohonné jednotce [6]

Senzor T Case

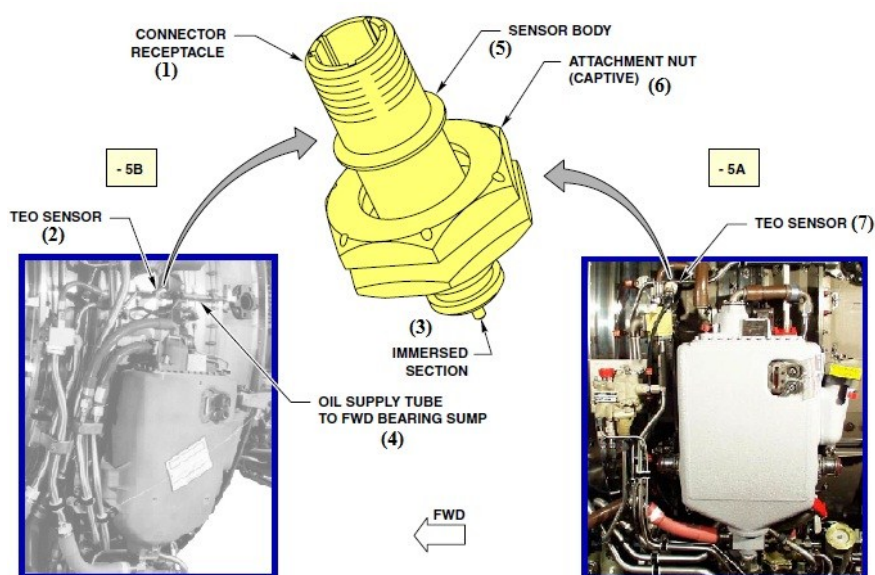
Tento senzor je termočlánek snímající teplotu plynů na vstupu do vysokotlaké turbíny. Hodnota teploty z tohoto senzoru se používá v ECU pro logický ovládací systém motoru. Senzor je umístěn na skříně modulu spalovací komory v pozici 3 hodin, uvažováno ve směru letu. Senzor se skládá z příruby, elektrického konektoru a ze snímacího prvku (termočlánku). Snímací prvek zasahuje do vnitřku skříně a přichází tak přímo do styku se spalinami na vstupu do vysokotlaké turbíny. Signál z tohoto senzoru je odesílán pomocí sběrnic kanálu A a pak kanálu B přes CCDL. Senzor T Case je vyobrazen a popsán na obrázku 3.10.



(1)-tělo snímače; (2)-zásuvka; (3)-snímací element; (4)-podložka termočládku; (5)-těsnění; (6)-konektor
Obr. 3.10. Senzor T Case [6]

Senzor TEO

Tento teplotní senzor typu termočládku je určen pro měření teploty oleje v motoru. Motor je vybaven dvěma těmito senzory. Jeden z nich je určen pro snímání teploty používané pro systém chlazení integrovaného pohonu generátoru IDG a palivového zpětného ventilu FRV. Snímač TEO je instalován na olejovém potrubí zásobovacím přední jímku na motoru v poloze devíti hodin, uvažováno ve směru letu nad olejovou nádrží. Senzor TEO je také zdvojen a skládá se ze dvou termočládkových sond z nichž jedna je určena pro kanál A a druhá pro kanál B řídicí jednotky ECU. Druhý senzor TEO je instalován na mazací jednotce a používá se pouze pro indikaci v kokpitu. Senzor TEO je znázorněn a popsán na obrázku 3.11.



(1)-zásuvka konektoru; (2)-senzor TEO; (3)-ponořená snímací část; (4)-zásobovací olejové potrubí k přední ložiskové jímce; (5)-tělo senzoru; (6)-vlastní matice senzoru; (7)-senzor TEO
Obr. 3.11. Senzor TEO [6]

Snímání statického tlaku na pohonné jednotce CFM 56-5B:

Senzor statického tlaku P0

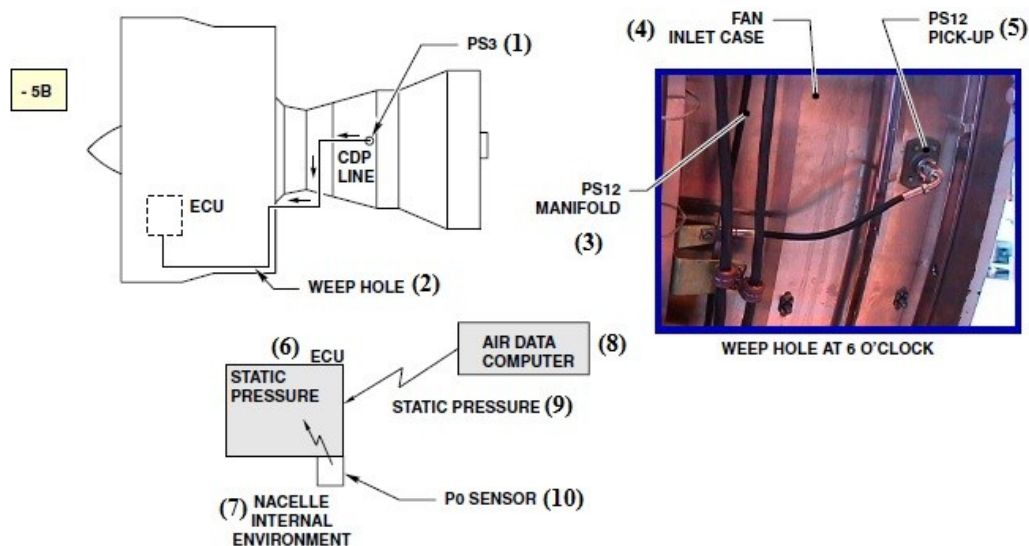
ECU zaznamenává dva druhy informací o tlaku P0, jedny z obou ADC počítačů a druhé ze snímače tlaku instalovaného na jednotce ECU. Elektronická řídicí jednotka pak tyto vstupní informace ověřuje a na základě těchto vstupních údajů vypočítává jejich vážený průměr. Schéma tlakoměru je znázorněno na obrázku 3.12.

Senzor tlaku PS3

Snímač statického tlaku PS3 se nachází na modulu spalovací komory v poloze devíti hodin, uvažováno ve směru letu a je umístěn mezi dvěma palivovými tryskami. Umístění tohoto tlakoměru je znázorněno na obrázku 3.12. Tento tlak je veden do snímače statického tlaku na elektronické kontrolní jednotce ECU.

Senzor tlaku PS12

Třetí snímač statického tlaku je umístěn na vstupu do motoru na dmychadlovém modulu v poloze osmi hodin, uvažováno ve směru letu. Umístění tohoto senzoru je znázorněno na obrázku 3.12.



(1)-umístění senzoru PS3; (2)-odtoková štěrbin; (3)-potrubí PS12; (4)-plášť vstupního ústrojí motoru; (5)-snímač PS12; (6)-elektronická kontrolní jednotka ECU; (7)-gondola vnitřního prostředí; (8)-počítač (vzdušných) letových dat; (9)-statický tlak; (10)-senzor statického tlaku

Obr. 3.12. Snímání statického tlaku na pohonné jednotce CFM 56-5B [6]

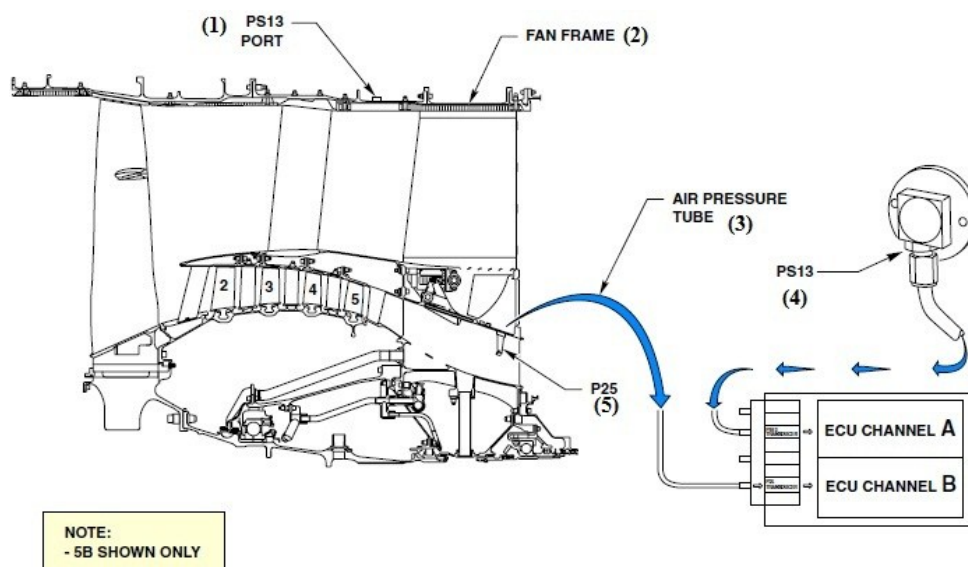
Senzor tlaku PS13

Tento senzor je součástí volitelné monitorovací soupravy, která se poskytuje v závislosti na přání zákazníka. V případě, že tento senzor není namontován, je jeho port zaslepen a v ECU je zablokován jeho vstup. Senzor statického tlaku PS13 se nachází

v poloze jedné hodiny (ve směru letu) na modulu dmyhadla v prostoru za rozváděcími satorovými lopatkami. Signál z tohoto senzoru je zpracováván pouze kanálem A jednotky ECU. Umístění tohoto senzoru je znázorněno na obrázku 3.13.

Senzor tlaku PS25

Tento senzor snímá hodnotu celkového tlaku vstupujícího do vysokotlakého kompresoru. Tento senzor je instalován na plášti nízkotlakého kompresoru na vstupu do vysokotlakého kompresoru v poloze pěti hodin (bráno ve smyslu směru letu). Senzor PS25 je také součástí volitelné monitorovací sady, která se poskytuje v závislosti na přání zákazníka. V případě, že tento senzor není namontován, je jeho port zaslepen a v ECU je zablokován jeho vstup. Hodnoty tohoto senzoru jsou zpracovávány pouze kanálem B ECU. Umístění tohoto senzoru je patrné z obrázku 3.13

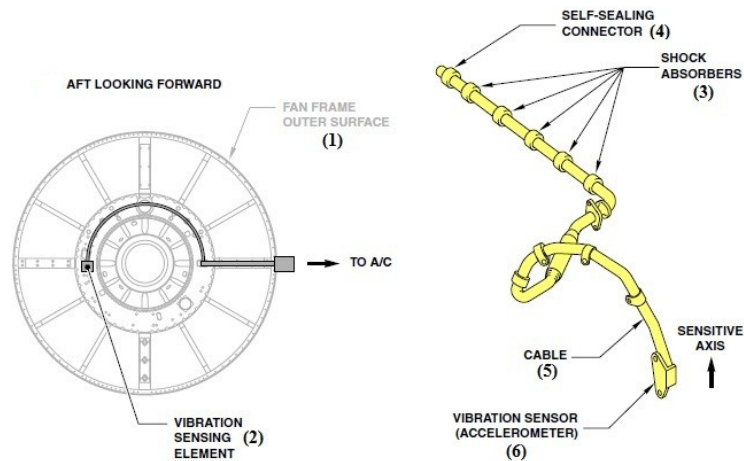


(1)-otvor pro senzor PS13; (2)-rám dmyhadla; (3)-trubice vedoucí tlak vzduchu; (4)-senzor PS13; (5)-senzor PS25

Obr. 3.13. senzory volitelné monitorovací sady PS13 a PS 25 [6]

Snímač vibrací ložiska č. 1.

Tato sestava je tvořena snímačem vibrací, který je umístěn na přední přírubě ložiska č.1. v poloze devíti hodin (ve směru letu). Výstupní signál je veden polotuhými kabely v dmyhadlovém rámu na výstupní elektrický konektor, který je umístěn na vnější konstrukci dmyhadlového rámu v poloze tří hodin (ve směru letu). Tento kabel je chráněn instalací tlumičů nárazů a vibrací, které chrání tento kabel před jakýmkoliv parazitními vibracemi. Tento snímač neustále monitoruje motorové vibrace a díky svému umístění je citlivý na vibrace dmyhadla. Tento snímač je také užit pro výpočet vibrací na nízkotlaké turbíně. Sestava snímání vibrací v prostoru ložiska č.1. je uvedena na obrázku č. 3.14.

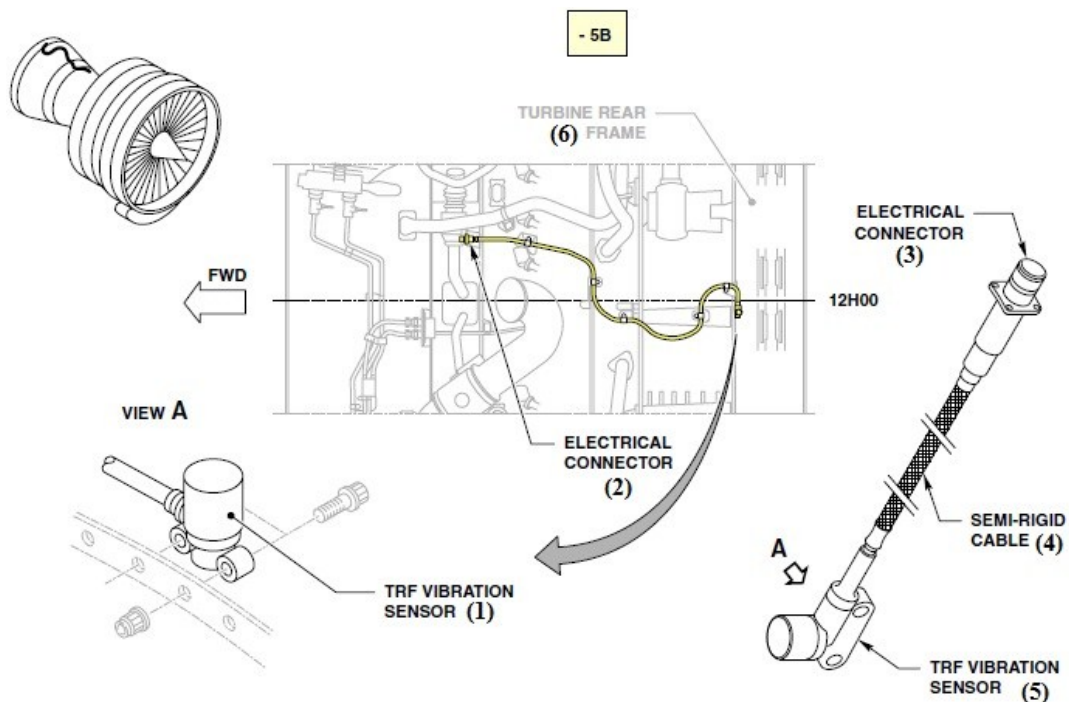


(1)-vnější plášť dmyhadla; (2)-snímač vibrací; (3)-tlumiče vibrací; (4)-konektor; (5)-kabel; (6)senzor vibrací (akcelerometr)

Obr 3.14. Sestava snímání vibrací ložiska č. 1. [6]

Snímač vibrací TRF

Tento senzor je umístěn v zadní části motoru na rámu turbíny v poloze dvanácti hodin (ve směru letu). Signál z tohoto senzoru je veden polotuhým kabelem na rám motoru, kde je připevněn konektor, který zaujímá pozici jedné hodiny (ve směru letu). Umístění senzoru vibrací a konektoru na plášti motoru je znázorněno na obrázku 3.15. Senzor vibrací TRF snímá vertikální zrychlení rotoru a tyto informace vysílá v podobě analogových signálů do EVMU, kde se provádí zpracování a analýza vibrací.

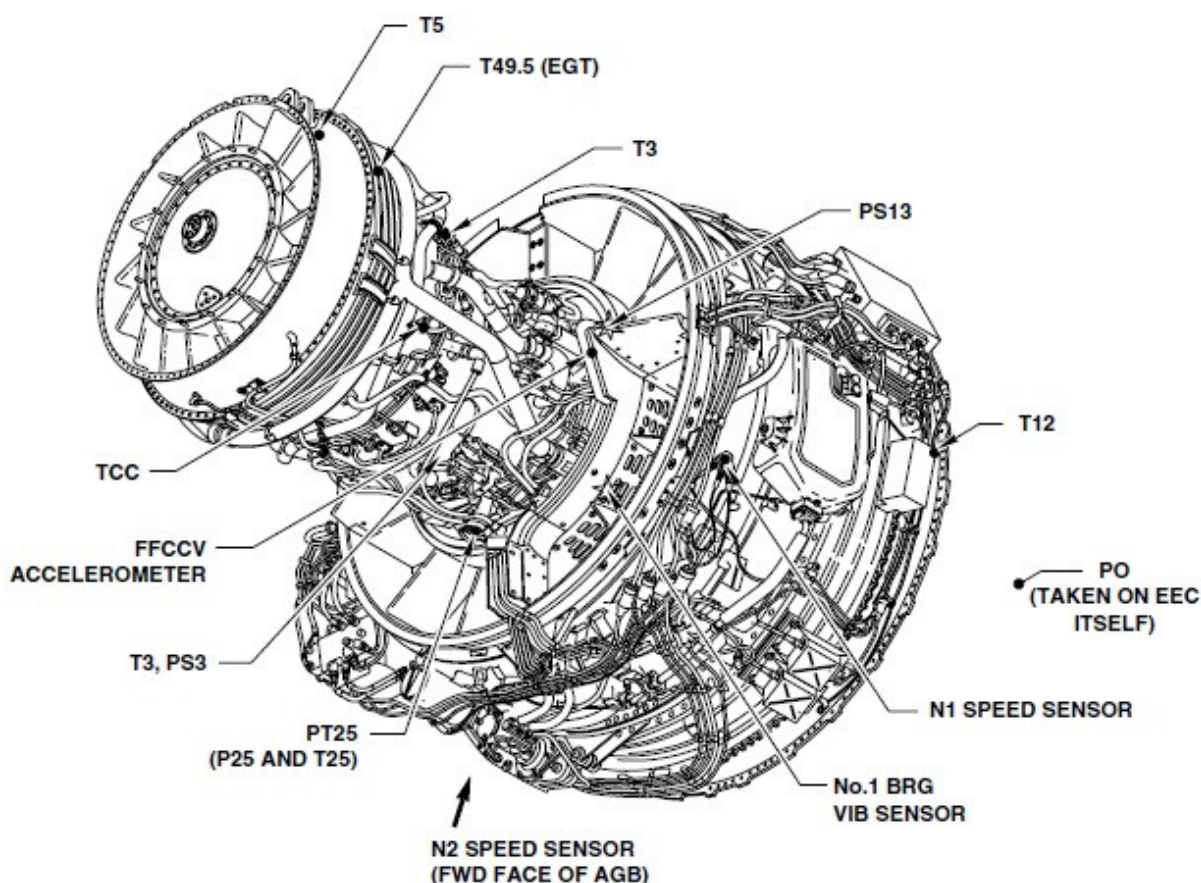


(1)-snímač vibrací TRF; (2)-konektor; (3)konektor; (4)-polotuhý kabel; (5)- snímač vibrací TRF; (6)-zadní část rámu turbíny

Obr. 3.15. Snímač vibrací TRF [6]

3.2. Snímané parametry motoru CFM 56-7B letounu B 737

U motorů CFM 56-7B elektronická řídicí jednotka EEC snímá údaje ze soustavy senzorů, rozmístěných na částech motoru, kde je potřeba pro účely regulace, nebo sledování stavu motorů snímat provozní veličiny. Soustava senzorů na motoru CFM 56-7B je znázorněna na obrázku č. 3.16. Na základě vstupních údajů ze soustavy senzorů provádí tato elektronická řídicí jednotka EEC výpočty, na základě kterých dává elektronické povely různým servomechanismům, které regulují různé soustavy podporující chod motoru. Tyto hodnoty pak poskytuje prostřednictvím počítačů DEU informačnímu systému motorů, který tyto údaje zobrazuje. Elektronická řídicí jednotka EEC je vybavena tlakovými senzory, které měří tlak přivedený od motorových snímačů tlaku (P0; PS3; PS13; P25)



Obr. 3.16. Senzory motoru CFM 56-7B [7]

Pohonná jednotka CFM 56-7B je opatřena těmito senzory:

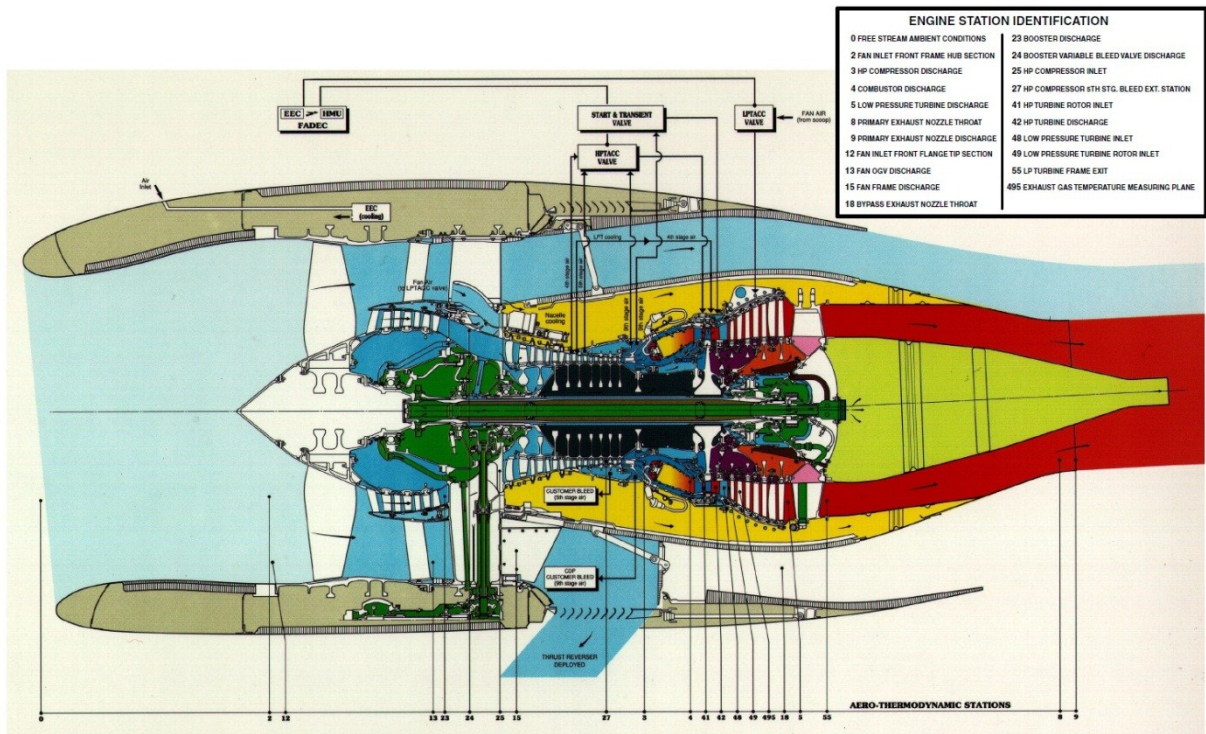
- ✓ **Snímače otáček:**
 - N1 Snímač otáček nízkotlakého rotoru
 - N2 Snímač otáček vysokotlakého rotoru
- ✓ **Rezistivní teplotní senzory:**

- T12
- T25 (tento senzor je součástí senzoru PT25)
- ✓ **Termočlánky:**
- T3
- T49,5 – EGT - teplota výfukových plynů
- T5
- TCC
- ✓ **Tlakové senzory:**
- P0
- PS3
- PS13
- P25 (součástí senzoru PT25)
- ✓ **Vibrační čidla – systém monitorování vibrací AVM**
- Akcelerometr snímající vibrace na ložisku č.1.
- FFCV akcelerometr na dmychadlovém rámu kompresoru

3.2.1. Snímače, senzory a snímané veličiny na motoru CFM 56-7B

Termodynamické řezy

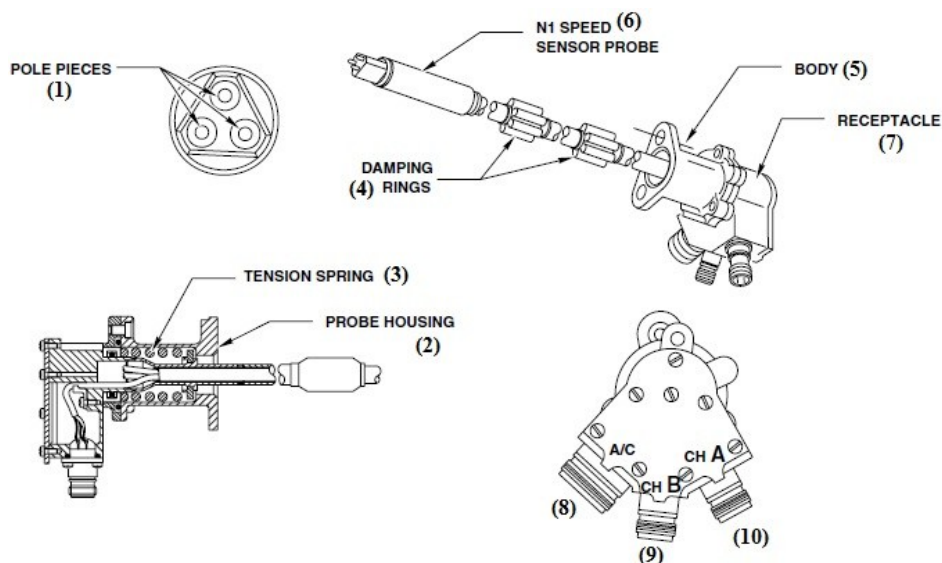
Motor CFM56-7B je podobně jako motor CFM56-5B opatřen termodynamickými řezy. Jedná se o pomyslné řezy na pohonné jednotce, ve kterých bývají zpravidla umístěny senzory, které snímají tlaky a teploty v různých částech motoru, které poskytují údaje o motoru elektronické řídicí jednotce EEC. Tyto senzory poskytují informace elektronické řídicí jednotce o teplotách a tlacích v jednotlivých částech motoru. Tyto informace se v EEC dále zpracovávají za účelem regulace motoru a některé informace se prostřednictvím této jednotky poskytují centrálnímu displejovému systému CDS za účelem podávání informací pro piloty o pohonných jednotkách a dalším systémům monitorujícím stav pohonných jednotek. Tyto informace bývají zobrazovány na displejích zobrazujících informace o motorech ve střední části palubní desky v pilotním prostoru. Informace snímané těmito senzory v jednotlivých termodynamických řezech bývají primárního i sekundárního charakteru. Společnost CFM International nabízí pro komplexnější snímání parametrů tzv. volitelnou monitorovací sadu PMUX, která se skládá ze tří senzorů (T5, PS13, P25). Termodynamické řezy pohonné jednotky CFM56-7B jsou znázorněny na obrázku 3.17.



Obr. 3.17. Termodynamické řezy motoru CFM56-7B [7]

Snímač otáček N1

Tento snímač je umístěn na vzpěře rámu ventilátoru dmychadla v poloze čtyř hodin. Snímač je opatřen zásuvkou pro tři konektory. Dva konektory jsou určeny pro kanál A a kanál B elektronické řídicí jednotky EEC. Třetí konektor je určen pro počítač DEU a AVM – letadlovému systému monitorování vibrací. Hodnota snímaných otáček je v informačním systému motoru označována jako N1. Snímač otáček N1 je zobrazen na obrázku 3.18.

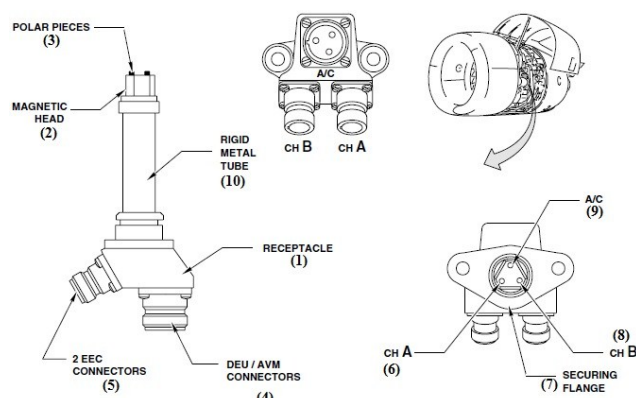


(1)-tyče měřící 3ks; 2)-tělo sondy; 3)-napěťová pružina; 4)-tlumící kroužky; 5)-tělo; 6)-sonda senzoru otáček; 7)-zásuvka konektorů; 8)Konektor pro DEU/AVM; 9)Konektor pro EEC kanál B; 10)- Konektor pro EEC kanál A

Obr. 3.18. Snímač otáček N1 [7]

Snímač otáček N2

Tento snímač snímá otáčky vysokotlakého rotoru, které jsou označovány jako otáčky N2. Snímač je instalován na přední straně skříně náhonů v poloze devíti hodin (ve směru letu). Tento snímač je podobně jako snímač N1 opatřen zásuvkou pro tři konektory. Dva výstupy jsou určeny pro kanály A a B elektronické řídicí jednotky EEC. Třetí kanál je určen pro DEU/AVM – stejně jako v případě senzoru N1. Tento snímač je znázorněn na obrázku 3.19.

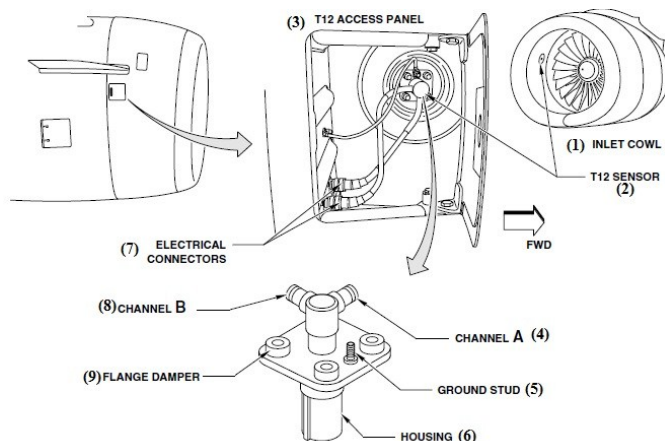


(1)-zásuvka konektorů; (2)-magnetický hrot; (3)-měřicí tyče; (4)-konektor pro DEU/AVM; (5)-konektory pro EEC; (6)-vstup údajů pro kanál A; (8)-montážní příruba; (8)- vstup údajů pro kanál B; (9)-vstup pro údaje DEU/AVM

Obr. 3.19. Snímač otáček N2 [7]

Senzor T12

Senzor T12 je odporové rezistivní čidlo, které snímá teplotu vstupujícího proudu vzduchu do dmyhadla. Tento senzor je umístěn na plášti dmyhadla a předradného kompresoru na vstupu do motoru v poloze dvou hodin (ve směru lezu). Tento senzor se skládá z pouzdra, ve kterém jsou umístěny dva platinové články a zásuvky pro konektory EEC kanálu A a B. Umístění a popis tohoto senzoru je uveden na obrázku 3.20.

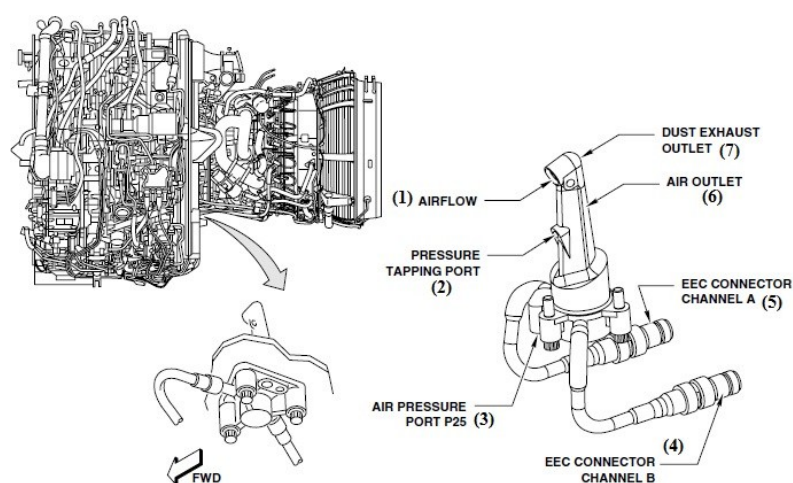


(1)-vstupní kryt; (2)-senzor T12; (3)-přístupový panel; (4)-kanál A; (5)-zemnicí čep; (6)-tělo senzoru; (7)-konektory; (8)-kanál B; (9)-tlumící příruba

Obr. 3.20. Senzor T12 [7]

Senzor PT25

Tento senzor se skládá z rezistivního odporového teplotního snímače T25 a ze snímače tlaku P25. Sonda teplotního senzoru je tvořena dvěma platinovými články. Teplotní senzor je opatřen zásuvkou pro dva konektory pro oba kanály elektronické řídicí jednotky EEC. Teplotní čidlo poskytuje údaje o teplotě na vstupu do vysokotlakého kompresoru. Snímač tlaku je také zahrnut do konstrukce tohoto senzoru. Tento senzor je na motoru umístěn ve střední části dmyhadlového rámu v pozici sedmi hodin. Tlakový senzor poskytuje tlak do řídicí jednotky EEC, kde je měřen a jeho hodnota zpracovávána pro účely sledování stavu. Senzor PT25 a jeho umístění je znázorněno na obrázku 3.21.

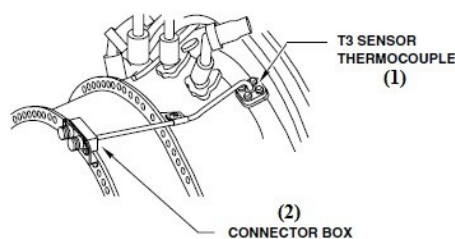


(1)-proud vzduchu; (2)-boční vstupní otvor tlaku ; (3)-výstup tlaku; (4)-konektor pro EEC kanál B; (5)-konektor pro EEC kanál A; (6)-odvod vzduchu; (7)-výstup odsátého prachu

Obr. 3.21 Popis a umístění senzoru PT25 [7]

Senzor T3

Tento teplotní senzor je termočlánek, který je umístěn na modulu spalovací komory a je umístěn v části, kde jsou umístěny palivové trysky v poloze dvanácti hodin. Tento senzor se skládá ze dvou sond uzavřených ve společném pouzdře. Tento senzor se nachází v tepelně namáhané části motoru a proto je snímaná hodnota z něj vedena tuhými vodiči na zásuvku, která je umístěna ve vhodnější části. Odsud je signál veden pomocí dvou konektorů do jednotky EEC kanálu A i B. senzor T3 je uveden na obrázku 3.22. umístění tohoto senzoru je znázorněno na obrázku 3.16.

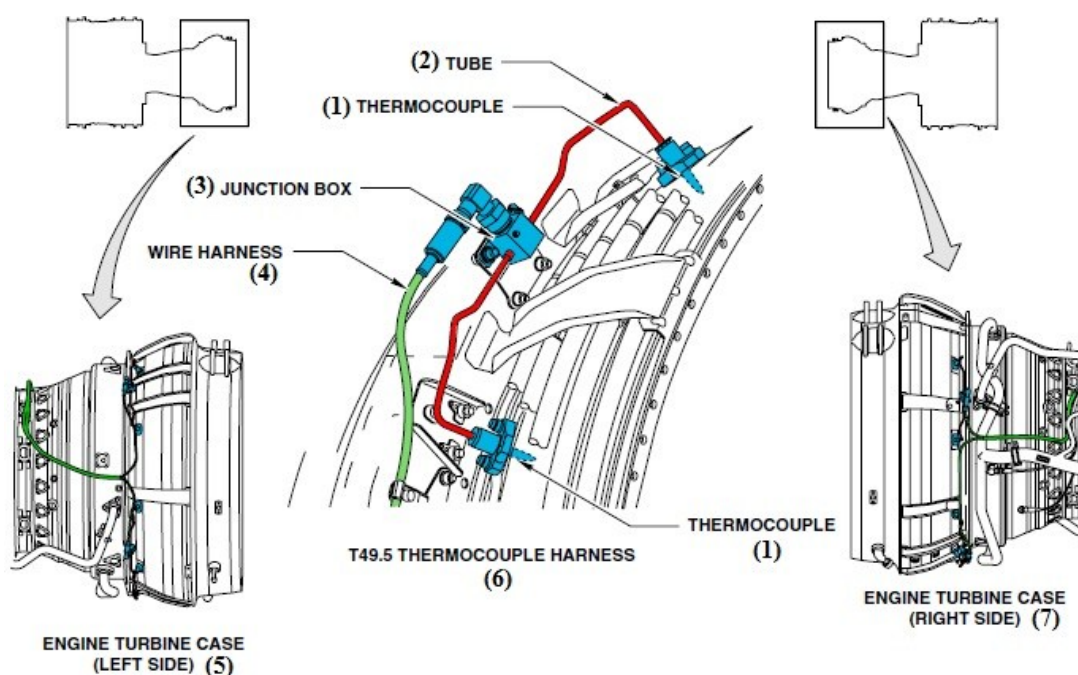


(1)-termočlánek T3; (2)-zásuvka konektorů

Obr. 3.22. senzor T3 [7]

Měření teploty výstupních plynů EGT

Hodnota teploty výstupních plynů se využívá ke sledování stavu motoru. Teplota výstupních plynů se měří pomocí osmi sond, které jsou umístěny na druhém stupni nízkotlaké turbíny. Lokace tohoto systému odpovídá pozici termodynamického řezu 49,5. Tyto sondy jsou termočlánky. Každý termočlánek produkuje výstupní signál, který je přímo úměrný teplotě jeho snímací části, umístěné v mezi-lopátkovém kanálu. Tyto termočláňkové senzory jsou zapojeny paralelně po dvojicích a tyto kabelové dvojice obepínají modul spalovací komory, v části kde jsou umístěny palivové trysky, dokola. Snímané údaje z obou párů senzorů umístěných na pravé straně motoru jsou distribuovány do elektronické řídicí jednotky kanálu A. Hodnoty snímané dvěma páry senzorů umístěných na levé straně motoru jsou určeny pro kanál B řídicí jednotky EEC. Soustava senzorů snímajících teplotu výstupních plynů je znázorněn na obrázku 3.23.



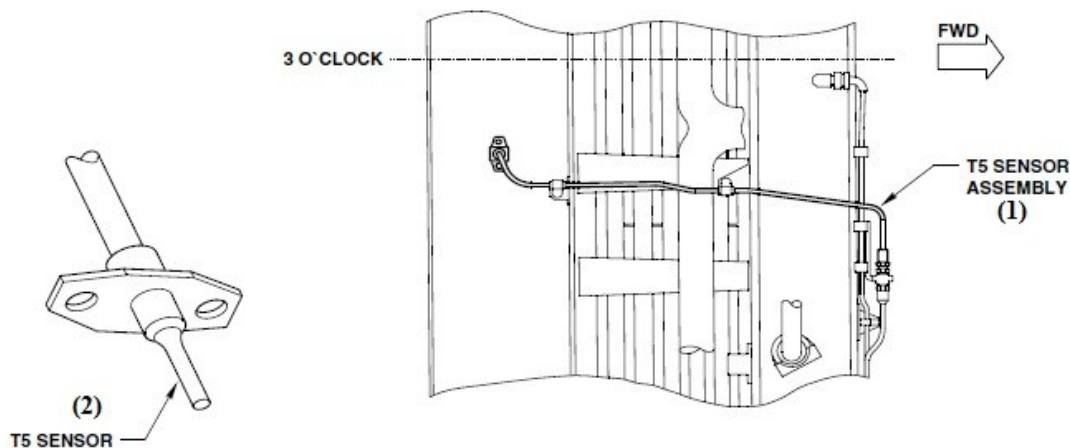
(1)-termočlánek; (2)-trubka; (3)-propojovací krabice; (4)-propojovací kabel; (5)-zadní část turbíny-levý pohled; (6)-49,5 spojení termočláňků; (7)-zadní část turbíny-pravý pohled

Obr. 3.23. Soustava senzorů snímajících teplotu výstupních plynů [7]

Senzor T5

Jedná se o teplotní termočláňkový senzor, který snímá teplotu spalin vystupujících z nízkotlaké turbíny. Je umístěn na zadní části rámu turbíny, na výstupu z nízkotlaké turbíny v poloze, která odpovídá čtyřem hodinám (ve směru letu). Skládá se ze dvou termočláňků, které jsou umístěny v jednom těle a dohromady tak tvoří jeden snímač a z příruby, kterou je přimontován k motoru. Signál je z tohoto senzoru vyveden tuhým vodičem k soustavě

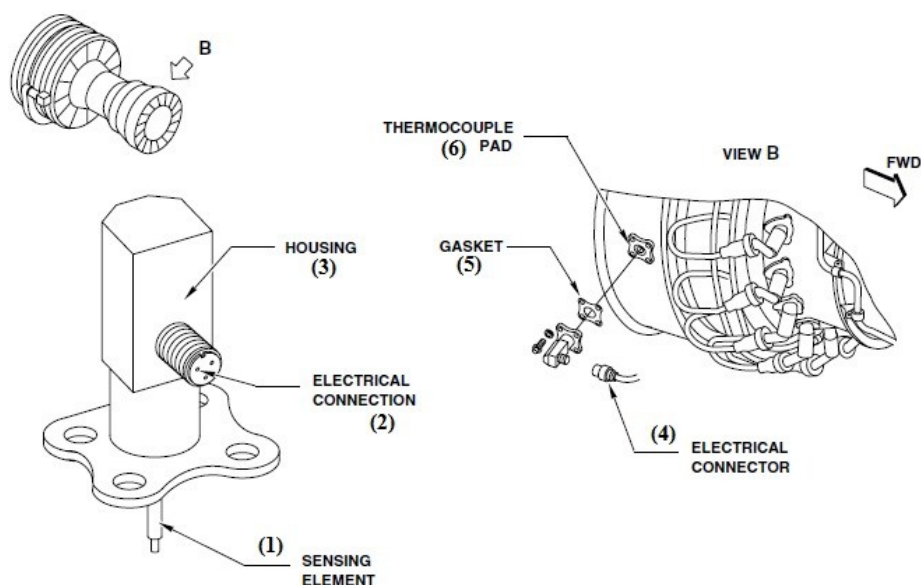
senzorů snímajících teplotu spalin na druhém stupni nízkotlaké turbíny, kde je k němu připojen. Tento senzor je součástí volitelné monitorovací sady, která se poskytuje v závislosti na přání zákazníka. Signál z tohoto senzoru je vyveden do EEC kanálu A. Senzor T5 a jeho umístění je zobrazeno na obrázku č. 3.24.



(1)-napojení snímače T5; (2)-snímač T5
Obr. 3.24. Snímač T5 [7]

Senzor TCC

Senzor TCC je teplotní termočlánekový snímač, který snímá teplotu výstupních plynů vstupujících do vysokotlaké turbíny. Je umístěn na modulu spalovací komory v části, kde vstupují horké spaliny do vysokotlaké turbíny v pozici tří hodin (ve směru letu). Hodnota teploty spalin na vstupu do vysokotlaké turbíny se využívá v systému Active Clearance Control. Senzor TCC je tvořen přírubou, tělem, elektrickým vodičem, se zásuvkou a snímací částí. Senzor TCC a jeho umístění je znázorněno na obrázku č. 3.25.



(1)-snímací element; (2)-elektrické připojení; (3)-pouzdro senzoru; (4)-elektrický konektor; (5)-těsnění; (6)-podložka termočlánu

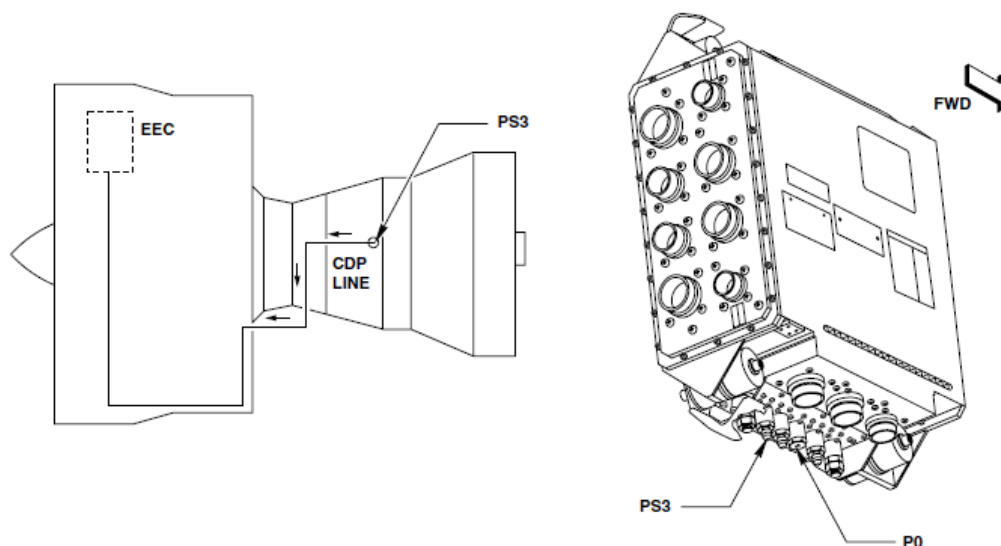
Obr 3.25. Senzor TCC [7]

Senzor P0

Jedná se o snímač statického tlaku, který snímá statický tlak, vedený pak k elektronické řídicí jednotce EEC, kde je měřen v části určené pro měření tlaků. Vstup tlaku P0 na elektronické řídicí jednotce je znázorněn na obrázku č. 3.26.

Senzor PS3

Jedná se o snímač statického tlaku, který je umístěn na modulu spalovací komory mezi dvěma palivovými tryskami v poloze devíti hodin (ve směru letu). Tlak je prostřednictvím tohoto snímače odváděn do elektronické řídicí jednotky EEC, kde je měřen. Lokace tohoto senzoru a vstup tlaku, který snímá na EEC je zobrazen na obrázku č. 3.26.



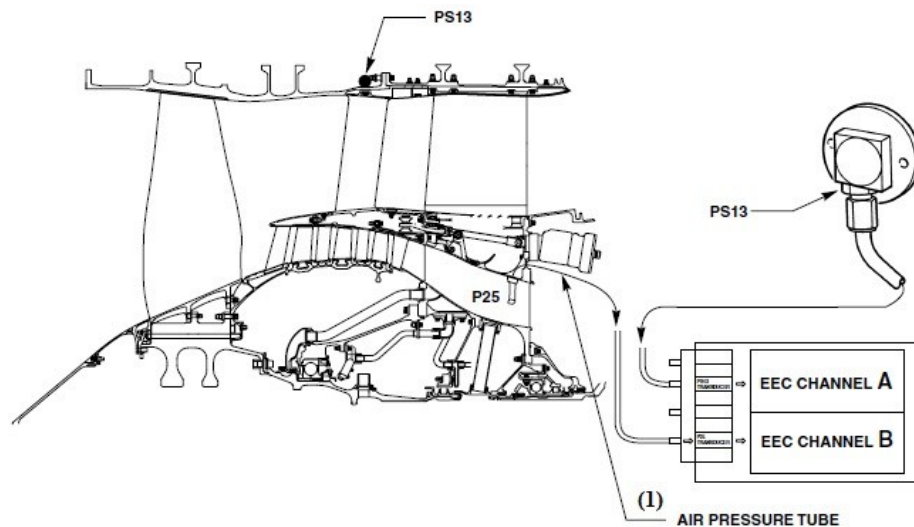
Obr. 3.26. Senzory P0 a PS3 [7]

Senzor PS13

Senzor PS13 je umístěn na modulu dmyhadla v prostoru rozváděcích statorových lopatek na vnějším plášti dmyhadla v poloze jedné hodiny (ve směru letu). Tento senzor je součástí volitelné monitorovací sady, která se poskytuje na přání zákazníka. Tento senzor je znázorněn na obrázku č. 3.27. Hodnoty tohoto tlaku zpracovává kanál A v EEC.

Senzor P25

Senzor P25 je součástí volitelné monitorovací sady a je součástí senzoru PT25 popsaného na stránce 62. Tento senzor je instalován ve střední části rámu dmyhadlového modulu v poloze sedmi hodin (ve směru letu). Senzor P25 snímá celkový tlak. Umístění tohoto senzoru je znázorněno na obrázku č. 3.27. hodnoty tohoto tlaku jsou měřeny v části elektronické kontrolní jednotky EEC určené pro měření tlaků.

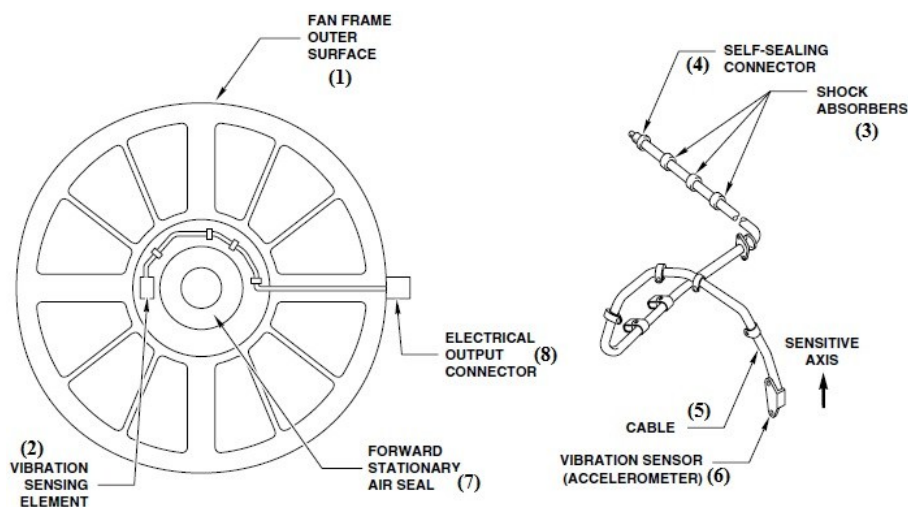


(1)-trubice vedoucí tlak vzduchu k EEC

Obr. 3.27. Senzor PS13 a P25 [7]

Snímač vibračí ložiska č. 1.

Tato sestava snímající vibrace na ložisku č. 1. Je tvořena akcelerometrem, snímajícím vibrace, který je umístěn na přední přírubě ložiska, zaujímajícím polohu devíti hodin (ve směru letu). Signál z tohoto akcelerometru je veden polotuhým kabelem v dmychadlovém rámu na konektorovou zásuvku, která je umístěna na vnější části konstrukce dmychadlového rámu v poloze tří hodin (ve směru letu). Tento kabel je opatřen chrániči před vibracemi, které ho chrání před parazitními vibracemi. Akcelerometr neustále monitoruje motorové vibrace. Díky svému umístění je také citlivý na vibrace dmychadla. Na základě vyhodnocování dat z tohoto systému se provádí vyvažování dmychadlových lopatek. Tato sestava snímání vibračí ložiska č. 1. Je znázorněna na obrázku č. 3.28.

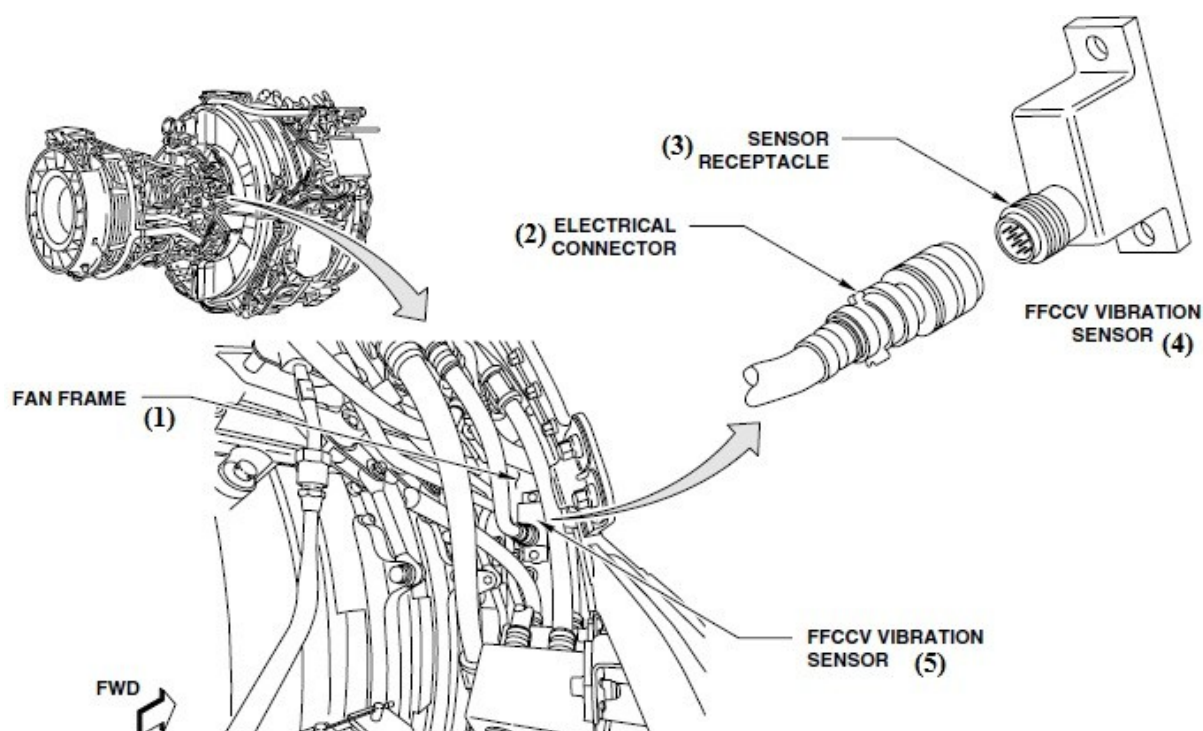


(1)-vnější plášť dmychadla; (2)-snímač vibračí; (3)-tlumiče vibračí; (4)-konektor; (5)-kabel; (6)senzor vibračí (akcelerometr); (7)-přední stacionární těsnění; (8)-zásuvka pro konektor

Obr 3.28. Sestava snímání vibračí ložiska č. 1. [7]

Snímač vibrací FFCV

Jedná se o akcelerometr, který je umístěný v zadní části rámu dmyhadla v poloze tři hodin (ve směru letu). Umístění senzoru akcelerometru na rámu dmyhadla je znázorněno na obrázku 3.29. Senzor vibrací TRF snímá vertikální zrychlení rotoru.



(1)-rám dmyhadla; (2)-elektrický konektor; (3)-zásuvka senzoru; (4)-senzor vibrací FFCV; (5)- senzor vibrací FFCV

Obr. 3.29. Snímač vibrací FFCV [7]

3.3. Porovnání senzorů motorů CFM56-7B a CFM56-5B

Na základě provedené analýzy senzorů motorů CFM56-7B a CFM56-5B byla sestavena tabulka č. 3.30., ve které je uveden přehled senzorů, které jsou použity u jednotlivých typů motorů. U každého senzoru je uvedena jeho přibližná pozice na motoru, veličina, kterou snímá a typ dat, které poskytuje řídicí jednotce motoru.

CFM56-7B				CFM56-5B			
Senzor	Umístění	Snímaná veličina	Typ signálu	Senzor	Umístění	Snímaná veličina	Typ signálu
N1	Rám dmyhadla	Otáčky N1	Analogový	N1	Rám dmyhadla	Otáčky N1	Analogový
N2	Skříň náhonů	Otáčky N2	Analogový	N2	Skříň náhonů	Otáčky N2	Analogový
T12	Vnitřní strana pláště dmyhadla	Teplota	Analogový	T12	Vnitřní strana pláště dmyhadla	Teplota	Analogový
PT 25	Střední část dmyhadlového rámu	Tlak, teplota	Teplotní – analogový; (Tlak) veden prostřednictvím trubice do EEC	T25	Střední část dmyhadlového rámu	Teplota	Analogový
T3	Modul spalovací komory v rovině palivových trysek	Teplota	Analogový	T3	Modul spalovací komory v rovině palivových trysek	Teplota	Analogový
EGT	2. stupeň nízkotlaké turbíny (8 termočlánků)	Teplota	Analogový	EGT	2. stupeň nízkotlaké turbíny (9 termočlánků)	Teplota	Analogový
<i>T5</i>	<i>Zadní část rámu turbíny</i>	<i>Teplota</i>	<i>Analogový</i>	<i>T5</i>	<i>Zadní část rámu turbíny</i>	<i>Teplota</i>	<i>Analogový</i>
TCC	Vstup do vysokotlaké turbíny	Teplota	Analogový	Tcase	Vstup do vysokotlaké turbíny	Teplota	Analogový
P0	EEC	tlak	Analogový	P0	ECU	Tlak	Analogový
TEO	Olejové zásobovací potrubí přední jímky; mazací jednotka	Teplota	Analogový	PS12	Dmyhadlový rám na vstupu do motoru	Tlak	(Tlak) veden prostřednictvím trubice do ECU
PS3	Modul spalovací komory v rovině palivových trysek	Tlak	(Tlak) veden prostřednictvím trubice do EEC	PS3	Modul spalovací komory v rovině palivových trysek	Tlak	((Tlak) veden prostřednictvím trubice do ECU
<i>PS13</i>	<i>Rám dmyhadla, v prostoru statorových lopatek</i>	<i>Tlak</i>	<i>(Tlak) veden prostřednictvím trubice do EEC</i>	<i>PS13</i>	<i>Rám dmyhadla, v prostoru statorových lopatek</i>	<i>Tlak</i>	<i>(Tlak) veden prostřednictvím trubice do ECU</i>
<i>P25</i>	<i>Střední část dmyhadlového rámu</i>	<i>Tlak</i>	<i>(Tlak) veden prostřednictvím trubice do EEC</i>	<i>P25</i>	<i>Střední část dmyhadlového rámu</i>	<i>Tlak</i>	<i>(Tlak) veden prostřednictvím trubice do ECU</i>
N1 snímač vibrací	Přední příruba ložiska č.1	Vibrace	Analogový	N1 snímač vibrací	Přední příruba ložiska č.1	Vibrace	Analogový
FFCCV snímač vibrací	Zadní část rámu dmyhadla	Vibrace	Analogový	TRF snímač vibrací	Zadní část motoru na rámu turbíny	Vibrace	Analogový

Kurzívou jsou označeny senzory volitelné monitorovací sady PMUX a tučně jsou zvýrazněny senzory, které se vzájemně liší u motorů CFM56-7B a CFM56-5B

Tabulka 3.30. Srovnání datových parametrů a senzorů použitých na motorech CFM56-7B a CFM56-5B

Na základě provedeného porovnání senzorů u motorů CFM56-5B a CFM56-7B byl zjištěn významný rozdíl v počtech senzorů snímajících teplotu výstupních plynů EGT v oblasti termodynamického řezu 49,5. U motoru CFM56-5B je v této oblasti celkem devět senzorů a u motorů CFM56-7B je v této části osm senzorů. Tento rozdíl je podkladem pro provedení technické optimalizace, která nijak neovlivní bezpečnost provozu.

4. Technická a ekonomická optimalizace

Technická a ekonomická optimalizace u motorů CFM 56-7B a CFM56-5B spočívá ve výrobcem dokonale vypracovaném systému volitelných monitorovacích sad tvořených přídatnými senzory, které se poskytují na přání zákazníků. Jedná se o tzv. optional monitoring kit PMUX – volitelnou monitorovací sadu a volitelný monitorovací systém třisek v olejové soustavě DEBRIS. Sada PMUX se skládá ze tří senzorů, které se poskytují na přání zákazníka. Tyto senzory jsou popsány v kapitole 3. a jsou to senzory: PS13, P25 a T5 a poskytují se u obou typů motorů CFM56-5B i CFM56-7B. Senzory volitelné monitorovací sady PMUX poskytují celou řadu informací, na základě kterých se posuzuje stav motoru. Účelem těchto volitelných monitorovacích sad je rozšíření obzoru při posuzování komplexního stavu pohonné jednotky, což provozovatelům poskytuje v provozu větší flexibilitu při pravidelném servisu. Na základě sledovaných parametrů klesá četnost úkonů údržby, nebo i v některých případech tyto úkony úplně odpadají a provádí se tehdy, když například dojde k překročení nějakých provozních parametrů. Volitelný monitorovací systém třisek v olejové soustavě DEBRIS, je součástí mazací jednotky. Skládá se také ze tří senzorů, které indikují přítomnost třisek v olejové soustavě motoru. Tato sada usnadňuje sledování olejové soustavy a efektivněji se pomocí ní detekují třísky v olejovém systému, díky této sadě odpadají některé úkony údržby.

Při vlastním návrhu technické optimalizace je třeba brát vždy v úvahu na prvním místě bezpečnost. To znamená, aby v žádném případě nebyla narušena regulace pohonné jednotky. Nesmí dojít k tomu, že nějaká teplotně namáhaná součást motoru, bude vlivem optimalizace nedostatečně monitorována, případně při snížení počtu senzorů nesmí docházet ke vzniku anomálií chodu motoru. Při vlastní technické optimalizaci se jedná pouze o úvahu o tom, které senzory by se mohly ubrat, nebo naopak, kde bychom nějaké senzory na motoru mohli přidat a tím zvýšili komplexní přehled o stavu některých enormně namáhaných součástech motoru. Jedná se tedy pouze o teoretický návrh. V praxi takovéto optimalizace vyžadují provedení výzkumu, sérii různých testů a nakonec musí motor, jako celek projít náročným certifikačním procesem.

Na základě provedené analýzy motorů CFM56-5B a CFM56-7B a informačních systémů těchto motorů bylo zjištěno několik odlišností u senzorů aplikovaných u těchto motorů a u indikovaných informací prostřednictvím informačních systémů jednotlivých letounů. Tyto odlišnosti jsou dané dobou vzniku jednotlivých typů pohonných jednotek, které

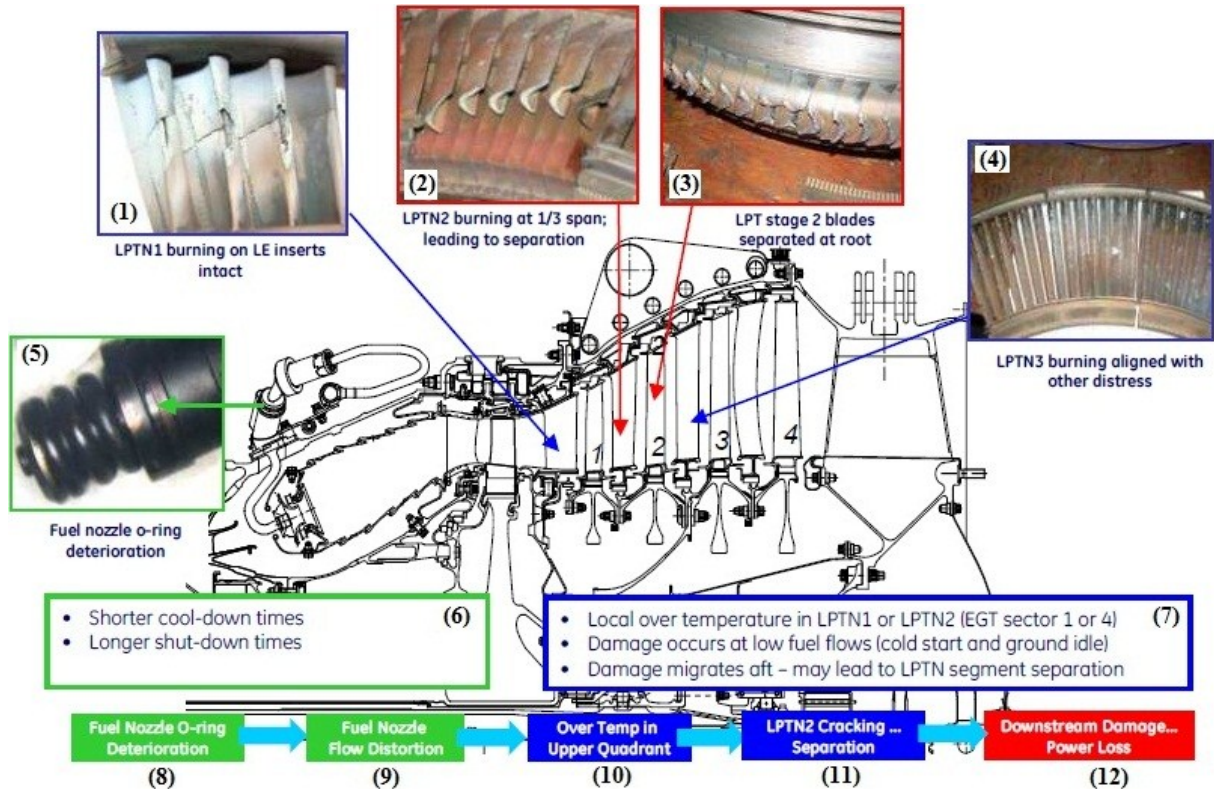
souvisejí s vývojem daných typů letounů. Mezi nejvýznamnější rozdíly patří u obou typů motorů rozdíl v počtu senzorů snímajících teplotu výstupních plynů EGT v prostoru nízkotlaké turbíny na druhém stupni statorových lopatek. U motoru CFM56-7B je celkem osm těchto senzorů. Jedná se o termočlánky, které jsou zapojeny paralelně po dvojicích v samostatných kabelových svazcích. Naměřená hodnota na každém kabelovém svazku je tedy díky způsobu zapojení termočlánků průměrná, tento průměr je teplotní průměr mezi každou dvojicí termočlánků na každém kabelovém svazku. U motorů CFM56-5B je celkem devět těchto termočlánků. Termočlánky u tohoto motoru jsou zapojené také ve čtyřech kabelových svazcích, z čehož tři kabelové svazky jsou tvořeny dvojicemi termočlánků a čtvrtý svazek je tvořen trojicí termočlánků. Termočlánky na těchto svazcích jsou také zapojeny paralelně a indikují průměrnou hodnotu mezi termočlánky na každém svazku. Tyto rozdíly jsou podkladem pro úvahu a návrh pro technickou a ekonomickou optimalizaci.

4.1. Problematika na motorech CFM56 v oblasti nízkotlaké turbíny

U motorů CFM56 vznikají v ojedinělých případech anomálie u palivových trysek, které potom ovlivňují teplotní průběh na nízkotlaké turbíně. Jako příklad je zde uveden případ, kdy u několika motorů s vysokým počtem cyklů spuštění a vysokým počtem průměrných spuštění za den došlo k poškození několika stupňů nízkotlaké turbíny a statorových lopatek. Tento problém byl způsoben opotřebovanými palivovými tryskami umístěnými v horní polovině motoru. Toto poškození bylo zaznamenáno celkem u čtyř pohonných jednotek flotily motorů CFM56-7B. Na základě tohoto příkladu a porovnání systémů měřících teploty výstupních plynů EGT v oblasti termodynamického řezu 49,5 bude zpracováno porovnání způsobu snímání teplot v tomto řezu u motorů CFM56-5B a CFM56-7B a na základě výhod plynoucích z jednotlivých systémů snímající teploty EGT v této oblasti u obou motorů bude navržena optimalizace.

Vlivem opotřebení a působení vnějších provozních vlivů dochází u palivových trysek motorů CFM56 s jedno-prstencovými spalovacími komory typu SAC k jejich postupné degradaci. To se v provozu projevuje zvýšeným tepelným a nerovnoměrným namáháním statorových a rotorových lopatek nízkotlaké turbíny. Toto namáhání způsobuje jejich popraskání, propálení a hrozí i jejich postupné uvolnění, což může v ojedinělých případech pro motor znamenat jeho vážné poškození, nebo jeho destrukci. Tato anomálie se vyskytuje u motorů, s vysokým počtem cyklů průměrných denních spuštění. Mezi další faktory

ovlivňující tento problém, patří také teploty na vstupu do vysokotlaké turbíny a tím i teploty výstupních plynů EGT ve chvíli vypnutí pohonné jednotky, to znamená, že pohonná jednotka nebyla dostatečně před vypnutím ochlazena. Poškození statorových a rotorových lopatek způsobené touto anomálií je znázorněno na obrázku 4.1.



(1)-propálení náběžných hran prvního stupně statorových lopatek, vložky nepoškozeny; (2)-propálení v jedné třetině délky druhého stupně statorových lopatek, což může vést k jejich oddělení; (3)-druhý stupeň nízkotlaké turbíny, oddělení dvou lopatek; (4)-třetí stupeň statorových lopatek – opálení lopatek; (5)-poškozený o-kroužek palivové trysky; (6)-kratší ochlazení, delší vypínací časy; (7)-vyšší místní teplota na LPTN1 nebo LPTN2 (teplota výstupních plynů sektor 1 nebo 4); (8)- poškozený o-kroužek palivové trysky; (9)-narušení průtoku palivové trysky; (10)-vyšší teplota v horním kvadrantu; (11)-LPTN2 praskání, oddělení; (12)-narušení proudu, výkonová ztráta

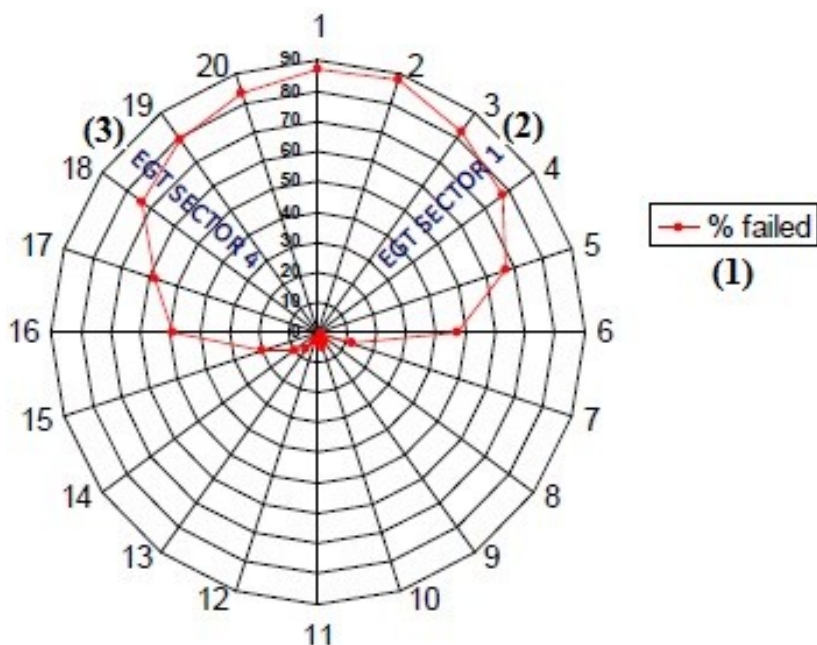
Obr.4.1.Poškození pohonné jednotky CFM56-7B [4]

Tato závada se vyskytuje u horních jedenácti palivových trysek, projevuje se zvýšením teploty výstupních plynů EGT a ovlivňuje první a čtvrtý kvadrant nízkotlaké turbíny. Pozice postižených palivových trysek je znázorněna na obrázku 4.2. Červeně je na tomto obrázku zvýrazněná oblast, kde jsou umístěny poškozené palivové trysky a zároveň v této oblasti na nízkotlaké turbíně je narušen teplotní průběh vlivem zvýšené teploty výstupních plynů od poškozených palivových trysek. Je to způsobené netěsností o-kroužků těchto palivových trysek. To se projevuje zejména při nižších tlacích paliva (na zemi – při spouštění, vypínání a ve volnoběžných režimech), což má za následek abnormální funkci těchto trysek a nerovnoměrný teplotní průběh v oblasti nízkotlaké turbíny. Na prvním stupni nízkotlaké turbíny bylo zaznamenáno u několika motorů propálení náběžných hran

statorových lopatek. Na druhém stupni statorových lopatek bylo zaznamenáno opálení a popraskání lopatek přibližně v jedné třetině jejich délky, což může způsobit jejich oddělení. Na druhém stupni nízkotlaké turbíny bylo zaznamenáno uvolnění a porušení několika oběžných lopatek a na třetím stupni statorových lopatek nízkotlaké turbíny bylo zaznamenáno jejich poškození vlivem zvýšeného tepelného namáhání. Tato porucha byla zaznamenána v provozu u čtyř pohonných jednotek (ztrátou kontroly tahu) a následně u třech provozovatelů při boroskopických prohlídkách u motorů typu CFM56-7B. Tato závada se u postižené série motorů odstraňuje na základě provedení určitého rozsahu prací na základě vydaných servisních bulletinů. Životnost palivových trysek nelze zcela přesně určit, ale na základě výpočtu cyklů průměrného denního spuštění, lze stanovit potenciálně postižené motory. Tato závada se může vyskytnout u motorů, které mají celkem 4500 – 6000 spuštění. U těchto motorů se provádí výpočet průměrných počtů cyklů spuštění za den:

$$\text{počet průměrných cyklů za den} = \frac{\text{počet cyklů spuštění motoru ECSN}}{\text{počet dní od dodání pohonné jednotky}}$$

Motory, které jsou potenciálně ohrožené, mají počet průměrných denních spuštění mezi $2,5 \leq \text{průměrné cykly za den} \leq 5$. U těchto motorů se provádí boroskopická prohlídka nízkotlaké turbíny a výměna horních jedenácti palivových trysek. Není vyloučeno, že se závada podobného charakteru na nízkotlaké turbíně motoru CFM56-5B může také vyskytnout.



(1)-porušené; (2)sektor 1 výstupních plynů; (3)- sektor 2 výstupních plynů
Obr. 4.2. Pozice postižených palivových trysek [4]

Problémů, které vznikají v oblasti turbíny u těchto motorů, je celá řada. Mezi další poruchy, které mají vliv na změnu teplot v oblasti turbíny patří například poruchy jednotlivých palivových trysek. V případech, kdy jedna z palivových trysek přestane

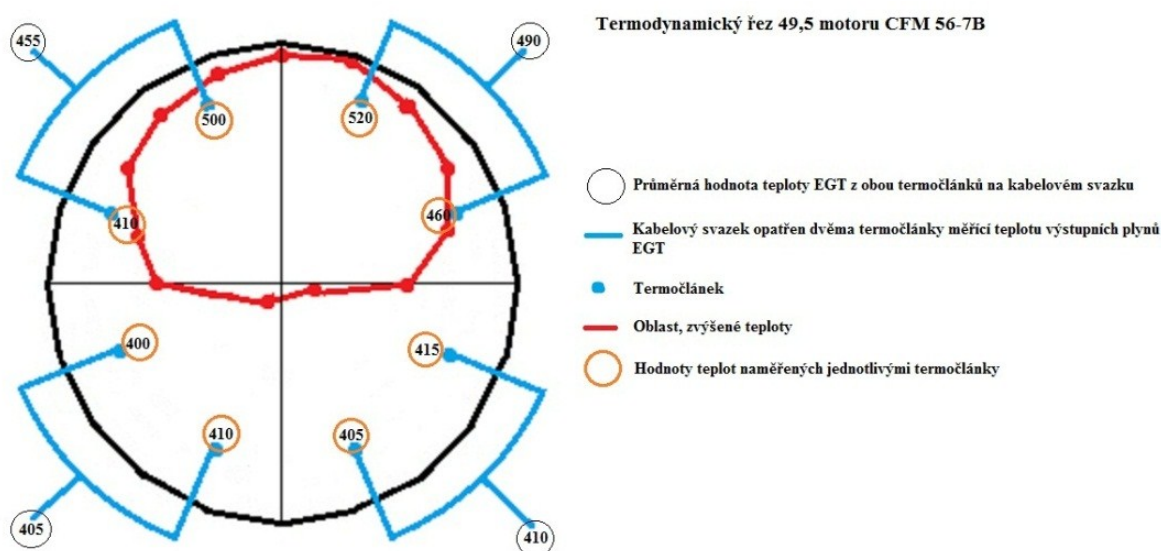
fungovat, nebo má nestandardní rozprášení paliva, je tato porucha v oblasti termodynamického řezu zaznamenána změnou průměrné teploty na jednom z kabelových svazků. V těchto případech se postupuje podle Aircraft maintenance manualu a tato porucha se podle něj odstraní.

4.1.1. Snímání teploty výstupních plynů v oblasti termodynamického řezu 49,5 motoru CFM56-7B a CFM56-5B

Princip snímání teploty výstupních plynů u motoru CFM56-7B

U motorů CFM56-7B je teplota výstupních plynů snímána v oblasti termodynamického řezu 49,5 v oblasti druhého stupně statorových lopatek pomocí čtyř kabelových svazků, přičemž každý z nich je opatřen dvěma termočládky. Tento systém je vyobrazen na obrázku 3.23. na straně 64. V tomto systému je použito celkem osm termočládků. Termočládky jsou na kabelových svazcích zapojeny paralelně a tak každý svazek vykazuje hodnotu teploty, která odpovídá průměru teplot naměřeným oběma termočládky. Každý kabelový svazek poskytuje jednu hodnotu průměrné teploty a tak tedy systém jako celek poskytuje celkem čtyři hodnoty teploty pro elektronickou řídicí jednotku EEC. Hodnoty teplot výstupních plynů se používají pro sledování stavu motoru. Tento systém kabelových svazků opatřených termočládky měřící teploty výstupních plynů se dělí na dvě části. Na pravou část motoru, kde jsou umístěny dva kabelové svazky, které poskytují hodnoty teploty EGT pro kanál A elektronické řídicí jednotky EEC a na levou část motoru, kde jsou rovněž umístěny dva kabelové svazky, které poskytují teploty pro kanál B elektronické řídicí jednotky EEC. Na obrázku 4.3. je znázorněn princip měření teploty v termodynamickém řezu 49,5. Modrou barvou jsou znázorněny kabelové svazky, které jsou opatřeny každý dvěma termočládky. Červenou barvou je vyznačena oblast zvýšené teploty způsobená opotřebovanými palivovými tryskami z příkladu uvedeného v předchozí kapitole. Tento případ je použit pro nastínění problematiky měření teploty výstupních plynů v případech výskytu anomálií v podobě neobvyklého teplotního průběhu. V principu se může jednat i o jinou anomálii podobného charakteru z hlediska teplotního průběhu v nízkotlaké turbíně. Oranžovými kroužky jsou zvýrazněny hodnoty teplot naměřených jednotlivými termočládky. V černých kroužcích se nacházejí teploty odpovídající průměrné teplotě z naměřených hodnot na kabelových svazcích. Z tohoto obrázku je patrné, že výskyt anomálií, které jsou blíže popsány v předchozí kapitole, jsou v této oblasti zaznamenávány termočládky snímající teploty výstupních plynů. Anomálie jsou zjišťovány na základě rozdílů

teplot z kabelových svazků. Tyto teploty jsou sledovány, a pokud je delší dobu zaznamenáván rozdíl v průměrné teplotě na kabelovém svazku ve srovnání s ostatními svazky a tento rozdíl se pohybuje řádově okolo 100°C je zřejmé, že došlo k nějaké poruše. Teploty uvedené na obrázcích 4.3. a 4.4. jsou ve stupních celsia a jsou uvedeny jako příklad pro nastínění problematiky v této oblasti. Maximální hodnoty teplot, které by neměly být v žádném případě překročeny, jsou uváděny pro pozemní start pohonné jednotky 725°C. Maximální hodnota teploty, která by neměla být překročena při vzletovém režimu pohonné jednotky je 950°C, tato hodnota je povolena pouze pro dobu maximálně 5 minut. Pro teploty menší než 925°C již není stanoven žádný časový limit.

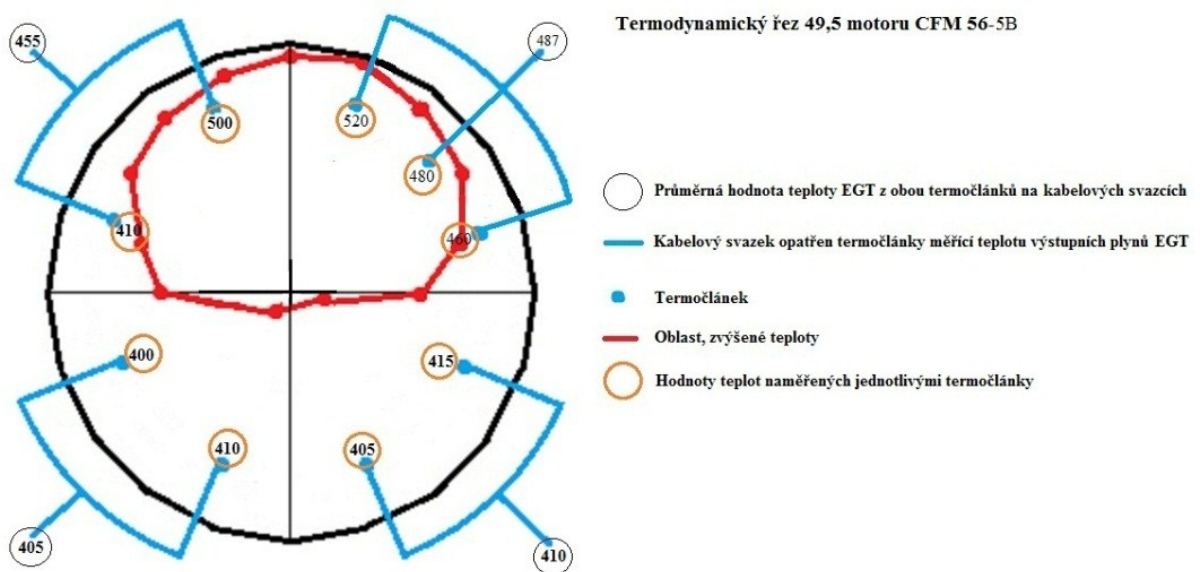


Obr. 4.3. Znárodnění principu měření teplot výstupních plynů EGT u motoru CFM56-7B

Princip snímání teploty výstupních plynů u motoru CFM56-5B

U motorů CFM56-5B je teplota výstupních plynů taktéž snímána v oblasti druhého stupně nízkotlaké turbíny. Princip snímání je stejný jako u motoru CFM56-7B, s tím rozdílem, že je zde použito celkem čtyř kabelových svazků opatřených termočlánci, z čehož jsou tři svazky opatřeny dvojicemi termočlánců a jeden svazek je opatřen třemi termočlánci. Tento systém je zobrazen na obrázku 3.8. na straně 53. Termočlánci jsou na jednotlivých svazcích také zapojeny paralelně. Naměřené teploty na termočláncích u jednotlivých kabelových svazků jsou taktéž průměrovány a do elektronické kontrolní jednotky ECU jsou přivedeny čtyři hodnoty teplot jako v případě u motoru CFM56-7B. Tyto termočlánci jsou na motoru rozmístěny v oblasti termodynamického řezu 49,5 rovnoměrně. Důvodem proč je na motoru CFM56-5B použito devět termočlánců, je že tento motor je oproti motoru CFM56-7B vývojově o něco starší. Motor CFM56-7B je modernější a v průběhu jeho vývoje byla

modernizována část snímání teploty výstupních plynů EGT. Systém kabelových svazků opatřených termočládky, které měří teploty výstupních plynů u motoru CFM56-5B se také rozděluje na dvě části a to na pravou část motoru, kde jsou umístěny dva kabelové svazky, které poskytují hodnoty teploty EGT pro kanál A elektronické kontrolní jednotky ECU a na levou část motoru, kde jsou také umístěny dva kabelové svazky poskytující údaje o teplotách EGT pro kanál B elektronické kontrolní jednotky ECU. Na obrázku 4.4. je znázorněno schema snímání teploty EGT v oblasti termodynamického řezu 49,5. Průměrné teploty, které jsou indikovány kabelovým svazkem, u kterého je použito tři termočládků se v principu moc neliší od teploty, která je indikována kabelovým svazkem u motoru CFM56-7B, který je opatřen pouze dvěma termočládky. Tedy na základě zkušeností a modernizace systému snímání teploty výstupních plynů EGT u motorů CFM56-7B lze říci, že je snímání pomocí čtyř kabelových svazků opatřených každý dvěma termočládky dostačující a že aplikace více termočládků v této oblasti již nemá zásadní vliv na kvalitu monitorování teploty v této oblasti.

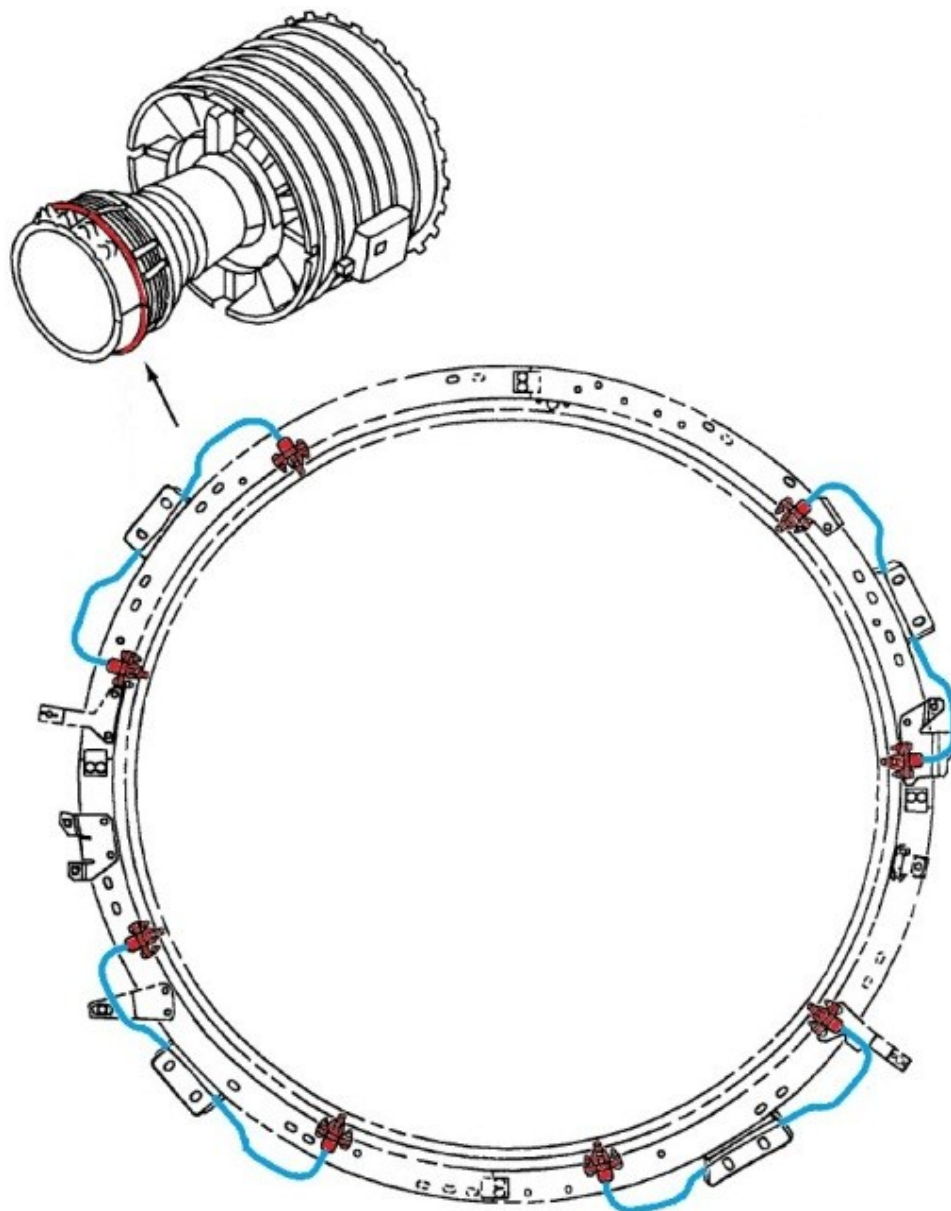


Obr. 4.4. Znázornění principu měření teplot výstupních plynů EGT u motoru CFM56-5B

4.1.2. Návrh modernizace pohonné jednotky CFM56-5B

Na základě zkušeností, které jsou získány z provozu pohonných jednotek CFM56-7B a CFM56-5B u systému měření teplot výstupních plynů EGT umístěného v termodynamickém řezu 49,5 je možné uvažovat o modernizaci motorů CFM56-5B v této oblasti snížením počtu termočlánků snímajících teplotu výstupních plynů EGT ze stávajících devíti termočlánků na osm. V rámci modernizace těchto motorů by se mohl aplikovat systém měření teploty výstupních plynů, který je již v provozu u pohonných jednotek CFM56-7B, který je znázorněn na obrázku 4.5. Použití systému snímání výstupních teplot EGT, který je použit u motorů CFM56-7B by neměl nijak zásadní vliv na kvalitu snímání teploty a sledování stavu pohonné jednotky. Tento systém by neovlivňoval kvalitu snímání teploty výstupních plynů i při výskytech anomálií uvedených v kapitole 4.1. způsobených palivovými tryskami v oblasti nízkotlaké turbíny. Přínosem tohoto systému by naopak bylo zvýšení citlivosti systému. V případech, kdyby nastala situace, kdy na jednom termočlánku bude zvýšená teplota například o sto a více stupňů celsia, tak tento systém, kde je užito pouze dvou termočlánků na kabelovém svazku bude citlivější. Tento systém bude vykazovat vyšší hodnotu teploty oproti kabelovému svazku, kde jsou použity tři termočlánky. Kabelový svazek opatřený třemi termočlánky bude ve stejném případě vykazovat nižší hodnotu teploty, což je dáno zprůměrováním hodnot teplot naměřených na jednotlivých termočláncích, což má vliv na citlivost tohoto kabelového svazku. Změny teplot na jednom termočlánku u kabelového svazku opatřeného třemi termočlánky, nejsou indikovány tak velkým nárůstem zprůměrované teploty ze tří termočlánků jako je tomu u kabelových svazků opatřených dvěma termočlánky. Samozřejmě kabelový svazek opatřen třemi termočlánky podává přesnější informace o teplotě výstupních plynů než svazek se dvěma termočlánky. Na svazku se dvěma termočlánky oproti kabelovému svazku se třemi termočlánky je dříve zaznamenán nárůst teploty v případech, kdy je na jednom termočlánku nestandardně vysoká teplota. Lze tedy říci, že kabelový svazek opatřen dvěma termočlánky je citlivější na teplotní změny v takovýchto případech. Tento rozdíl je sice minimální, ale může znamenat včasné varování v případech kdy je překročena mezní teplota v oblasti termodynamického řezu 49,5. Přínosem tohoto systému je také citlivější reagování na změny teplot v případech, kdy dojde k nárůstu teploty na jednom z termočlánků u kabelového svazku. Dalším přínosem tohoto systému by bylo snížení výrobních nákladů pohonné jednotky, které by bylo v řádech několika tisíců dolarů, což v případě jedné pohonné jednotky nehraje příliš zásadní roli. Ale uvažujeme-li zavedení této modernizace v sériové výrobě, znamenalo by to u velkého počtu pohonných jednotek úsporu

v řádech stovek tisíců až milionů dolarů. Taktéž svazek opatřen dvěma termočlánky je levnější, než svazek opatřen třemi a tak v provozu by byly patrný nižší náklady v podobě nižších nákladů na pořízení tohoto náhradního dílu.



Obr. 4.5. Návrh aplikace systému snímání teploty výstupních plynů pro motor CFM56-5B, který je tvořen 4 kabelovými svazky opatřenými 2 termočlánky, systém je umístěn v oblasti termodynamického řezu 49,5. Tento systém je aplikován u motorů CFM56-7B

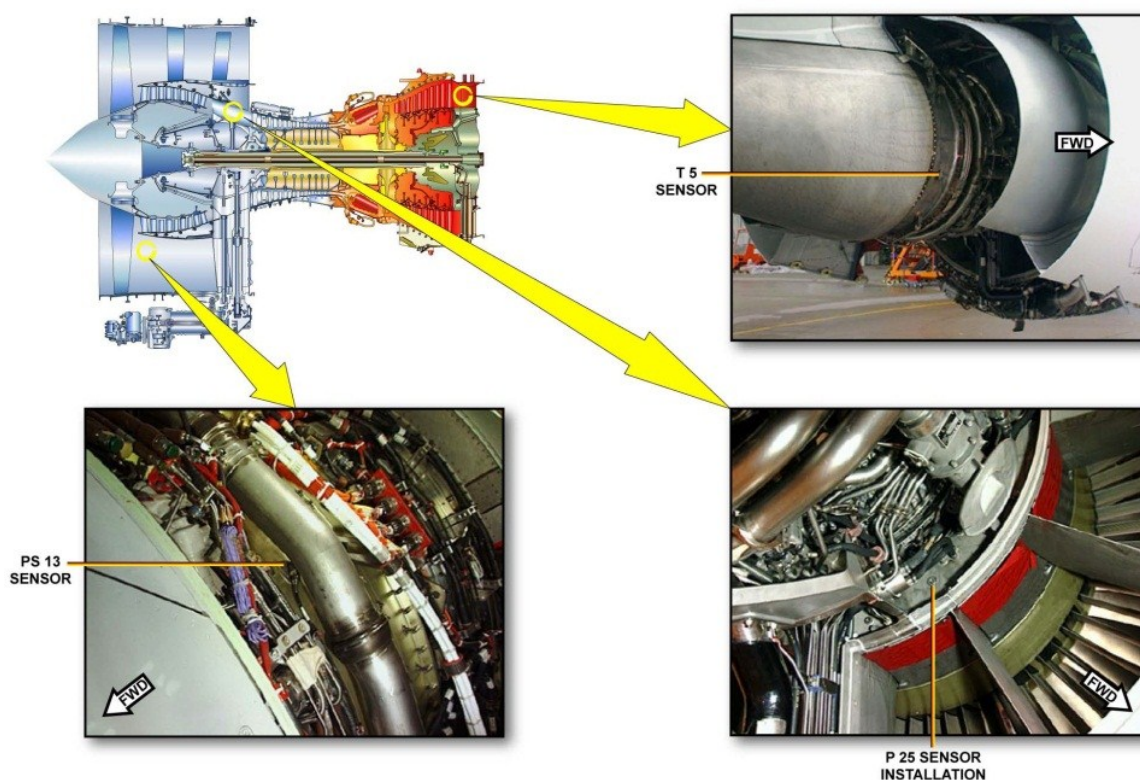
4.2. Volitelné monitorovací sady

Výrobce motorů CFM56-7B a CFM56-5B nabízí provozovatelům možnost v rámci nadstandardní výbavy těchto motorů tzv. volitelné monitorovací sady. Mezi tyto sady patří tzv. „optional monitoring kit PMUX“ – volitelná monitorovací sada a „debris monitoring

system“ - monitorovací systém třísk v olejové soustavě. Tyto volitelné monitorovací sady poskytují provozovatelům pohonných jednotek možnost komplexního sledování stavu pohonných jednotek v provozu a tím optimální přístup k údržbě, která se tak stává efektivnější. Použitím těchto volitelných monitorovacích sad vzniká i řada ekonomických výhod.

Volitelná monitorovací sada PMUX

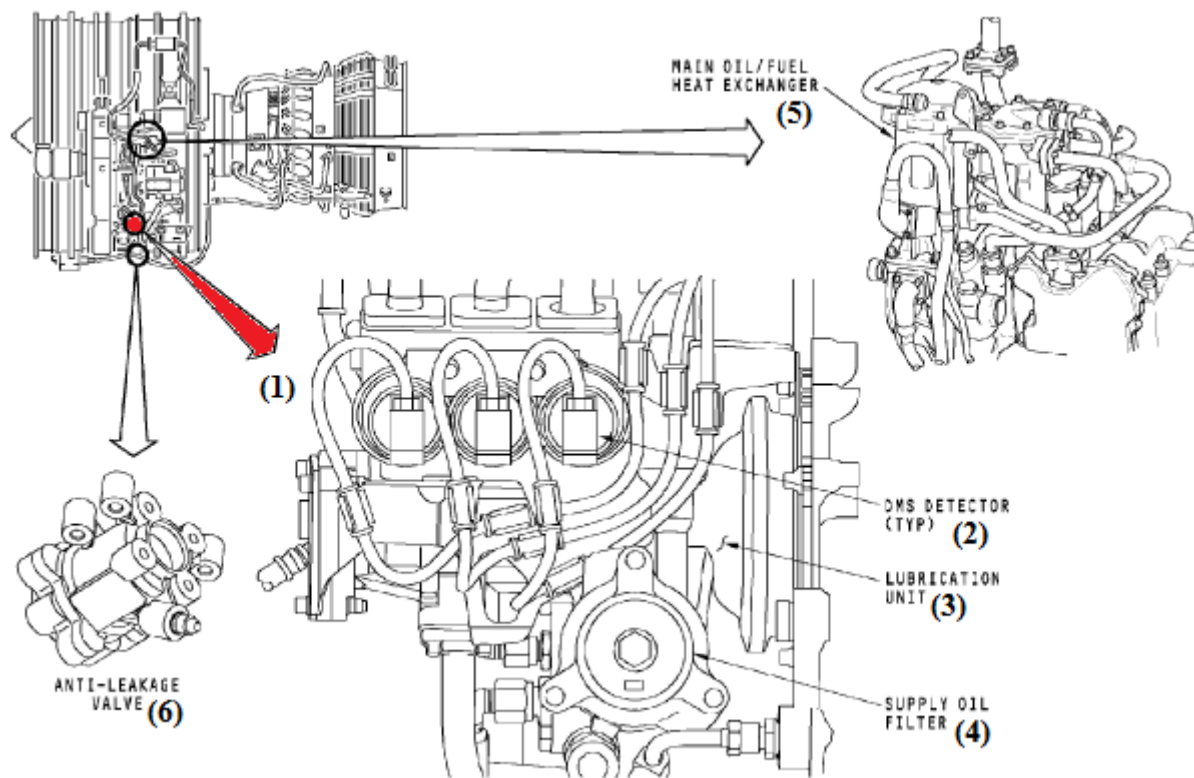
Tato sada se skládá ze tří senzorů, které se poskytují v závislosti na přání zákazníka. Volitelná monitorovací sada PMUX je tvořena těmito senzory: PS13, P25, T5 a poskytují se pro oba typy motorů CFM56-5B i CFM56-7B. Tyto senzory jsou blíže popsány v kapitole č. 3. Senzory volitelné monitorovací sady PMUX poskytují celou řadu informací, na základě kterých se posuzuje stav motoru. Účelem těchto volitelných monitorovacích sad je rozšíření obzoru při posuzování komplexního stavu pohonné jednotky, což provozovatelům poskytuje v provozu větší flexibilitu při pravidelném servisu. Na základě sledovaných parametrů klesá četnost úkonů údržby, nebo i v některých případech tyto úkony úplně odpadají a provádí se tehdy, když například dojde k překročení nějakých provozních parametrů. Tento fakt přináší provozovatelům pohonných jednotek, opatřených volitelnými monitorovacími sady PMUX, nemalé finanční výhody. Volitelná monitorovací sada je zobrazena na obrázku 4.6.



Obr. 4.6. Volitelná monitorovací sada PMUX u letounu A 320 na motoru CFM56-5B [3]

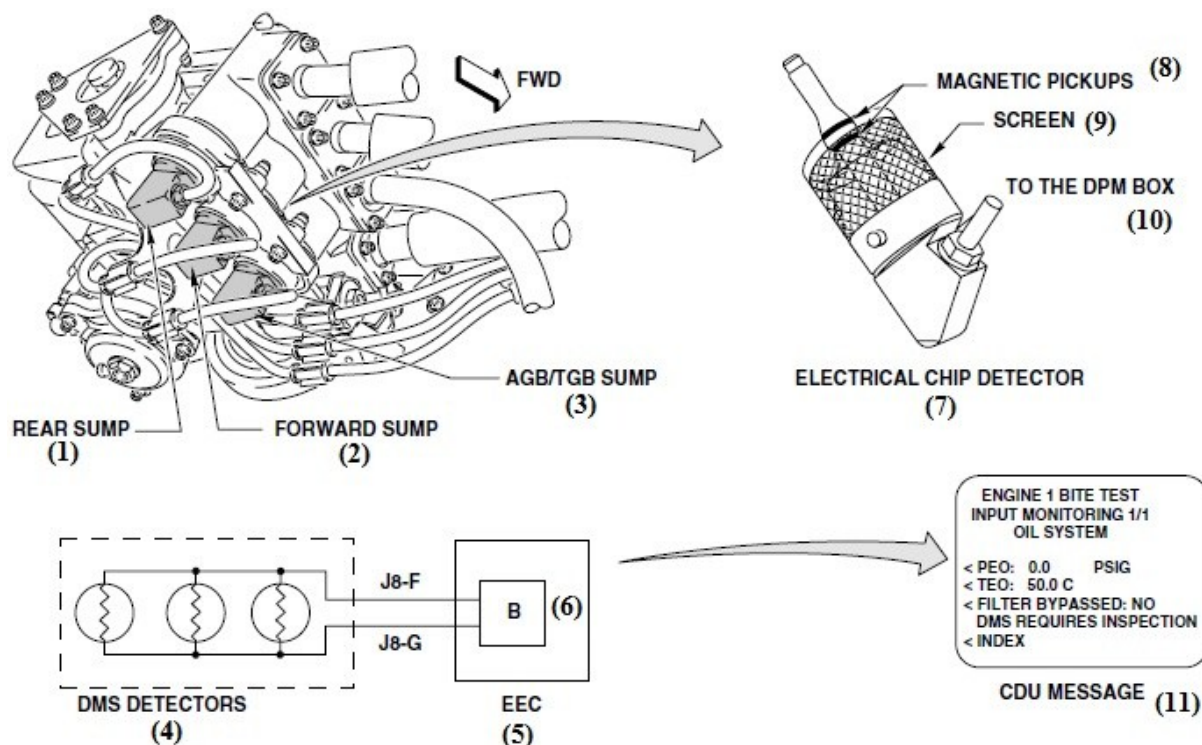
Monitorovací systém třísek v olejové soustavě DEBRIS

Tato volitelná monitorovací sada se poskytuje pouze u motorů CFM56-7B. Jedná se o tři elektrické detektory třísek, které jsou umístěny na mazací jednotce, která se nachází na zadní straně skříně náhonů v poloze šesti hodin. Umístění mazací jednotky na motoru je znázorněno na obrázku 4.7. Ve standardní výbavě motoru jsou tyto tři detektory pouze mechanické a jejich kontrola se provádí pouze manuálně, ve výrobcem stanovených časových intervalech. Tyto detektory jsou umístěny ve třech jímkách na mazací jednotce, do nichž (do každé zvlášť) je přiveden olej z přední olejové jímky motoru, zadní olejové jímky motoru a ze skříně náhonů AGB/předsazené převodové skříně TGB. Na detektorech třísek, které jsou umístěny v jímkách na mazací jednotce, do nichž je veden olej z výše uvedených částí motoru, se zachytávají magnetické třísky z motoru. Přes tyto detektory protéká olej, který je odváděn z motoru. U motorů, které jsou vybaveny pouze mechanickými detektory, jsou tyto detektory tvořeny magnetickou částí, kde se zachytávají kovové magnetické třísky. V případě volitelné monitorovací sady DEBRIS jsou tyto senzory navíc opatřeny elektronickými snímači, které detekují třísky na těchto senzorech. Železné částice jsou přitahovány k oběma magnetickým snímačům, kde se měří jejich odpor. Je-li hodnota odporu mezi 39 a 130 ohmy, potom filtry vyžadují kontrolu, a následně je odeslána zpráva do počítačů CDU. Je-li tato hodnota menší než 39 ohmů, a nebo větší než 4000 ohmů je zpráva, která je odesílána do CDU neplatná. Pokud je tato hodnota odporů větší než 130 ohmů a menší než 4000 ohmů, znamená to, že detektory jsou čisté a nejsou na nich žádné třísky. Signál z těchto senzorů je veden třemi vodiči do centrálního boxu DPM, odkud je tento signál veden jedním vodičem do kanálu B elektronické kontrolní jednotky EEC. Prostřednictvím této jednotky je podávána informace o stavu těchto elektronických detektorů počítačům CDU, kde jsou informace o těchto detektorech indikovány. Výhodou této monitorovací sady je, že již není za potřeby provádět pravidelné inspekce tak často jako v případě mechanických detektorů třísek a pokud dojde k výskytu třísek v této oblasti, je tato informace ihned dostupná prostřednictvím počítače CDU. Tato skutečnost má výhodu zejména v tom, že letoun v průběhu svého provozu má méně nutných úkonů údržby. Tím se snižuje četnost těchto předepsaných údržbových kontrol a také se tím prodlužují jejich časové intervaly. Tento systém poskytuje provozovatelům vyšší efektivitu jeho využití a tím také přináší nemalé ekonomické výhody. Volitelný monitorovací systém DEBRIS je znázorněn na obrázku 4.8.



(1)-pozice mazací jednotky na motoru; (2)-elektronické detektory volitelné monitorovací sady DEBRIS; (3)-mazací jednotka; (4)-olejový filtr; (5)-ventil proti úniku oleje; (6)-hlavní palivo/olejový výměník tepla

Obr. 4.7. Umístění mazací jednotky na motoru CFM56-7B [5]



(1)-olejový detektor zadní olejové jímky motoru; (2)-olejový detektor přední olejové jímky motoru; (3)-olejový detektor jímky AGB/TGB skříně; (4)-detektory monitorovacího systému DEBRIS třísek v olejové soustavě; (5)-elektronická řídicí jednotka EEC; (6)-kanál B elektronické řídicí jednotky EEC; (7)-elektronický detektor; (8)-magnetické snímače; (9)-síto; (10)-propojení detektoru s DPM boxem; (11)-zpráva ze systému DEBRIS na CDU

Obr. 4.8. Volitelná monitorovací sada DEBRIS [7]

Zhodnocení cílů

Cílem práce bylo analyzovat pohonné jednotky CFM56-5B a CFM56-7B letounů Airbus A 320 a Boeing B 737 včetně jejich informačních systémů, motorových senzorů a zjistit možnosti jejich technické a ekonomické optimalizace. Výše uvedené pohonné jednotky byly vybrány na základě průzkumu pohonných jednotek, které jsou pro tyto letouny k dispozici. Tyto pohonné jednotky jsou zde popsány s vazbou na informační systémy motorů těchto letounů. Na základě provedené analýzy pohonných jednotek v oblasti motorových senzorů byly v této oblasti zjištěny rozdíly. Na základě těchto rozdílů byla navržena technická a ekonomická optimalizace, s ohledem na zachování co nejvyšší bezpečnosti provozu, pohonné jednotky CFM56-5B v oblasti měření teplot výstupních plynů EGT. Dále bylo zjištěno, že výrobce u těchto pohonných jednotek nabízí volitelné monitorovací sady v podobě přídatných senzorů, které poskytují možnost komplexního posuzování stavu pohonných jednotek. Tyto volitelné monitorovací sady jsou v závěru práce popsány.

Závěr

V úvodní části diplomové práce je vypracováno seznámení s letouny rodiny Airbus A 320 a jeho přímým konkurentem Boeing 737. Zde je proveden průzkum pohonných jednotek, které jsou použity u těchto typů letounů, a na základě tohoto průzkumu byly vybrány motory CFM56-5B, které jsou určeny jako jedna z variant pohonů pro letouny Airbus A 320 a motory CFM56-7B, které jsou pohonnými jednotkami letounů Boeing 737 NG. U těchto typů motoru je provedena jejich detailní analýza. Také je zpracována analýza informačních systémů motorů letounů Airbus A 320 a Boeing 737 se zaměřením na popis principu jejich funkce. S vazbou na informační systémy obou typů letounu, je zde zpracováno srovnání datových parametrů letadel A 320 a B 737 v podobě popsaní jednotlivých senzorů, snímajících fyzikální veličiny u obou typů motorů. Na základě zjištěných rozdílů v motorových senzorech byla navržena technická a ekonomická optimalizace v podobě modernizace pohonné jednotky CFM 56-5B v oblasti měření teploty výstupních plynů EGT. Na základě analýzy obou typů motorů byla zjištěna možnost aplikování volitelných monitorovacích sad, nabízených výrobcem, které jsou v závěru práce popsány.

Navržená technická optimalizace motoru CFM56-5B, v podobě odebrání jednoho termočlánku v oblasti termodynamického řezu 49,5 a na místo toho aplikování v provozu již vyzkoušeného systému snímání teplot výstupních plynů motoru CFM56-7B, nijak neovlivňuje případný provoz pohonné jednotky CFM56-5B z hlediska bezpečnosti. Naopak aplikování tohoto systému u motoru CFM56-5B, by mělo být přínosem a to z hlediska zvýšení citlivosti jednoho z kabelových svazků. Mezi další výhody této optimalizace patří snížení nákladů na výrobu pohonných jednotek CFM56-5B. Tato úspora, by byla znatelná hlavně v sériové výrobě a pocítily by jí hlavně velké aerolinie, které by si objednaly větší počet letounů, opatřených modernizovanými motory CFM56-5B. Také tato optimalizace v oblasti termodynamického řezu 49,5 by z ekonomického hlediska byla zajímavá pro provozovatele těchto motorů, z hlediska nižší pořizovací ceny náhradního dílu. Kabelový svazek opatřen dvěma termočlánky, by byl znatelně levnější, než kabelový svazek opatřený třemi termočlánky. Tato skutečnost se také týká jejich oprav a repasování. Nesporně nejdůležitější výhodou je zvýšení citlivosti onoho kabelového svazku, který původně měl tři termočlánky. Tento fakt, by se projevoval zejména při výskytu poruch v oblasti palivových trysek, a to kdyby docházelo na jednom ze dvou termočlánků k razantnímu zvýšení, nebo snížení teploty. Díky řešení, kde jsou aplikovány pouze dva termočlánky, jsou patrné vyšší

rozdíly indikovaných teplot oproti svazku, kde jsou aplikovány tři termočlánky a tím je tedy důrazněji zaznamenána nějaká porucha. U kabelového svazku, kde jsou aplikovány tři termočlánky, tento teplotní rozdíl, již není tolik patrný a vlivem zprůměrování teplot, naměřených na jednotlivých termočláncích na kabelovém svazku, tento rozdíl nebude již tak velký, jako u svazku se dvěma termočlánci a v podstatě se tento teplotní rozdíl ztratí.

Použitá literatura

- [1] ADAMEC, Josef. KOCÁB, Jindřich. *Letadlové motory*. Praha: KANT cz s.r.o., 2000. ISBN 80-902914-0-6.
- [2] AIRBUS S.A.S. *SINGLE AISLE TECHNICAL TRAINING MANUAL MAINTENANCE COURSE - M35 LINE MECHANICS (CFM56-5B/ME): INDICATING/RECORDING SYSTEMS*. Francie, 2006.
- [3] AIRBUS S.A.S. *SINGLE AISLE TECHNICAL TRAINING MANUAL MAINTENANCE COURSE - M35 LINE MECHANICS (CFM56-5B/ME): POWER PLANT (CFM56-5B)*. Francie, 2006.
- [4] BENHAM, Bill. *Fuel-Nozzle-Induced LPTN Distress*. Las Vegas: Product Support Engineering. 2008.
- [5] BOING. *Boullion Aviation Services: Aircraft Maintenance Manual 737-600/700/800/900* [CD]. 2009
- [6] CFMI CUSTOMER TRAINING CENTER SNECMA SERVICES, CFMI Customer Training Services GE Aircraft Engines. *TRAINING MANUAL CFM56-5A / -5B ENGINE SYSTEMS*. 2008.
- [7] CFMI CUSTOMER TRAINING CENTER SNECMA SERVICES, CFMI Customer Training Services GE Aircraft Engines. *ENGINE SYSTEMS CFM56-7B*. 2002.
- [8] HANUS, Daniel. MARŠÁLEK, Josef. *Turbínový Motor: Studijní modul 15*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2004. ISBN 80-7204-369-2.
- [9] VOLNER, Rudolf. *Digitální technologie - elektronické přístrojové systémy*. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, 2007. ISBN 9788024816401.

WWW stránky

- [10] <http://www.cfm56.com/> (1. 3. 2012)
- [11] http://cs.wikipedia.org/wiki/BAE_Systems (12. 2. 2012)
- [12] http://en.wikipedia.org/wiki/Airbus_A320_family#Engines (13. 2. 2012)

- [13] ATA 70 CFM56 B2: A318/19/20/21 Single Aisle Family. Francie, 2006. Dostupné z:
<http://www.stuandele.co.uk/Licence/airbus/B2/70cfm.pdf> (25. 3 2012)
- [14] http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_737 (28. 2. 2012)
- [15] http://en.wikipedia.org/wiki/CFM_International_CFM56 (1. 3. 2012)