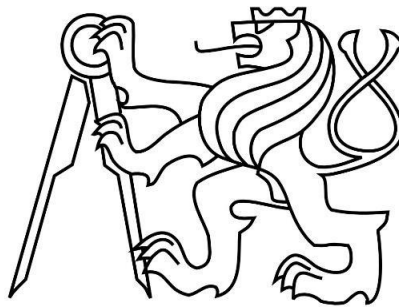


České vysoké učení technické v Praze
Fakulta strojní
Ústav letadlové techniky

Obor: Letadlová a kosmická technika
Studijní program: Letectví a kosmonautika



DIPLOMOVÁ PRÁCE

**Studie proveditelnosti konverze motoru H80 pro
zástavby do letadel s rotujícími nosnými plochami**

Vypracoval: Bc. Jiří Šimek
Vedoucí práce: Ing. Jan Klesa

Praha 2019

I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Šimek** Jméno: **Jiří** Osobní číslo: **408938**
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**
Zadávací katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

Studie proveditelnosti konverze motoru H80 pro zástavby do letadel s rotujícími nosnými plochami

Název diplomové práce anglicky:

Feasibility Study of the H80 Engine Conversion for Rotary Wing Aircraft

Pokyny pro vypracování:

pro vypracování proveďte:

- 1) Rozbor typů vrtulníků, event. konvertoplánů s motory o instalovaném výkonu 550 až 870shp. Nová výroba, příležitosti re-motorizace.
- 2) Rozbor požadovaných ratingů dle stavebního předpisu CS-E.
- 3) Rozbor termodynamického cyklu motorů řady H80 a dostupného teplotního spádu pro volnou turbínu.
- 4) Koncepční návrh reduktoru a jeho připojení ke stávajícímu motoru H80.
- 5) Pevnostní výpočet komponentů reduktoru.
- 6) Koncepční návrh a rozbor olejového systému.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího práce.

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

Ing. Jan Klesa, Ph.D., ústav letadlové techniky FS

Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) diplomové práce:

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2019**

Termín odevzdání diplomové práce: **02.08.2019**

Platnost zadání diplomové práce: _____

Ing. Jan Klesa, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) práce

Ing. Robert Theiner, Ph.D.
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.
podpis děkana(ky)

III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Diplomant bere na vědomí, že je povinen vypracovat diplomovou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v diplomové práci.

Datum převzetí zadání

Podpis studenta

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem předloženou diplomovou práci „Studie proveditelnosti konverze motoru H80 pro zástavby do letadel s rotujícími nosnými plochami“ vypracoval samostatně a uvedl všechny použité informační zdroje v seznamu literatury na konci této práce a v souladu s metodickým pokynem o dodržování etických principů při psaní vysokoškolských prací.

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

V Praze dne:

.....

podpis

Poděkování

V prvé řadě děkuji svému vedoucímu práce Ing. Janu Klesovi za vedení, rady a připomínky k mé práci.

Dále děkuji kolegovi z GEAC v Praze Ing. Vladimíru Soukupovi za pomoc s vybranými částmi tohoto projektu a trpělivost při našich společných konzultacích. Mé díky také patří všem vyučujícím na Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze a ostatním kolegům z GEAC v Praze, kteří se mnou v průběhu mého studia a psaní diplomového projektu ochotně sdíleli své mnohaleté zkušenosti a názory na mnou zvolený postup.

Anotace

Cílem této diplomové práce je koncepční návrh nového reduktoru k turbovrtulovému motoru řady H80 od společnosti GE AC, za účelem přestavby na turbo-hřídelový motor pro zástavby do letadel s rotujícími nosnými plochami. V následujících kapitolách je provedena rešerše jednomotorových a dvumotorových vrtulníků se zastavenými motory o podobném výkonu a zhodnocena možnost re-motorizace. Práce v prvním přiblížení řeší koncepční návrh nového reduktoru a jeho připojení ke stávajícímu motoru H80 bez provedení změn na turbíně, kompresoru či spalovací komoře. Jsou vyhodnoceny kritické komponenty výsledného návrhu a ty jsou zkontrolovány na statickou pevnost a kritická únavová poškození. Poslední kapitola je věnována návrhu olejového systému.

Klíčová slova: vrtulník, turbo-hřídelový motor, reduktor, koncepční návrh, olejový systém, termodynamický cyklus.

Abstract

This master thesis provides a feasibility study of the reduction gearbox for the turboprop H80 engine produced by GE AC. Purpose of this new engine is for turboshaft applications, so this thesis aims to the requirements for engine integration into the rotorcraft. A first step in the process is a survey as an introduction into differences between turboprop and turboshaft engines for both one and two engine rotorcraft applications. Only engines with alike shaft horsepower are gathered and on the basis of this research, which provides sufficient insight on the operational costs and engines performances, suitable helicopter for integration is chosen. Core of this work is a first insight into design process of turboshaft reduction gearbox with no influence on the compressor, turbines or combustion chamber and its integration with the engine H80. Most critical parts of whole design are analysed, loads applied and safeties against fatigue verified. Last chapter focuses on the modification of the engine oil system.

Keywords: helicopter, turboshaft engine, reduction gearbox, conceptual design process, engine oil system, thermodynamic cycle.

<u>1 ROZBOR TYPŮ VRTULNÍKŮ S MOTORY O INSTALOVANÉM VÝKONU 550 AŽ 870 SHP</u>	- 1 -
1.1 ÚVOD.....	- 1 -
1.2 GENERAL ELECTRIC AVIATION CZECH – ŘADA H80	- 1 -
1.3 PRATT&WHITNEY – PT6B-36A/37A	- 2 -
1.3.1 AGUSTAWESTLAND AW119 KOALA	- 2 -
1.3.2 SIKORSKY S-76B.....	- 3 -
1.4 PRATT&WHITNEY PW 206C/207D1	- 4 -
1.4.1 AGUSTAWESTLAND AW109.....	- 5 -
1.4.2 BELL 429	- 5 -
1.5 SAFRAN (TURBOMECA) ARRIEL 2B1/2D.....	- 6 -
1.5.1 EUROCOPTER AS 350 B3.....	- 7 -
1.6 ROLLS ROYCE M250-C30/C47B.....	- 7 -
1.6.1 MD HELICOPTERS MD 530F	- 8 -
1.6.2 BELL 407	- 9 -
1.7 LYCOMING LTS101-750B-1	- 9 -
1.7.1 MBB BK117 B-2	- 10 -
1.8 HONEYWELL HTS900-2-1D.....	- 11 -
1.8.1 KOPTER	- 12 -
1.9 ANALÝZA.....	- 12 -
1.9.1 Z HLEDISKA NÁKLADŮ NA ÚDRŽBU A PROVOZNÍCH NÁKLADŮ	- 12 -
1.9.2 Z HLEDISKA VÝKONOVÝCH PARAMETRŮ.....	- 14 -
1.9.3 Z HLEDISKA RPM VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE MOTORU	- 16 -
1.10 SHRNUÍ.....	- 17 -
1.10.1 MOŽNOST RE-MOTORIZACE A NOVÁ ZÁSTAVBA.....	- 17 -
<u>2 ROZBOR POŽADAVKŮ DLE STAVEBNÍHO PŘEDPISU CS-E</u>	- 18 -
2.1 ZMĚNA REDUKTORU A OLEJOVÉHO SYSTÉMU MOTORU.....	- 18 -
2.2 ZMĚNA ZÁSTAVBY Z LETOUNŮ DO ROTOROVÝCH LETADEL	- 21 -
<u>3 ROZBOR TERMODYNAMICKÉHO CYKLU MOTORŮ ŘADY H80 A DOSTUPNÉHO TEPLOTNÍHO SPÁDU PRO VOLNOU TURBÍNU</u>	- 22 -
3.1 TERMODYNAMICKÝ CYKLUS	- 22 -
3.2 TEPLOTNÍ SPÁD TURBÍNÁCH.....	- 25 -
3.2.1 VSTUPNÍ HODNOTY MOTORU ŘADY H80	- 25 -
3.2.2 TEPLOTNÍ SPÁD NA TURBÍNÁCH.....	- 25 -
3.2.3 PŘEPOČET PRO ROTOROVÁ LETADLA	- 26 -
3.3 SPECIFICKÉ VÝKONY PRO VRTULNÍKY	- 28 -
<u>4 KONCEPČNÍ NÁVRH REDUKTORU A JEHO PŘIPOJENÍ KE STÁVAJÍCÍMU MOTORU H80</u>	- 30 -
4.1 SOUČASNÝ STAV	- 30 -
4.2 KONCEPCE	- 31 -
4.2.1 KONCEPCE A USPOŘÁDÁNÍ PŘEVODOVKY	- 32 -
4.3 NÁVRH	- 34 -

4.3.1	SYSTÉM MAZÁNÍ A CHLAZENÍ.....	- 35 -
4.3.2	HMOTNOST	- 35 -
4.3.3	VSTUPNÍ HODNOTY	- 36 -
4.3.4	TYP OZUBENÍ.....	- 36 -
4.4	NÁVRHOVÝ VÝPOČET.....	- 37 -
4.4.1	KINEMATICKÉ SCHÉMA PŘEVODOVKY	- 37 -
4.4.2	NÁVRHOVÉ VÝPOČTY.....	- 37 -
4.4.3	MATERIÁL	- 38 -
4.4.4	NÁVRHOVÝ KROUTÍCÍ MOMENT NA HŘÍDELÍCH.....	- 40 -
4.4.5	NÁVRHOVÉ PRŮMĚRY HŘÍDELŮ	- 40 -
4.4.6	NÁVRHOVÉ OTÁČKY HŘÍDELŮ	- 40 -
4.5	FINÁLNÍ VÝPOČET.....	- 41 -
4.5.1	OZUBENÁ SOUKOLÍ 12 A 34	- 41 -
4.5.2	SOUKOLÍ PŘI DANÉ OSOVÉ VZDÁLENOSTI	- 43 -
4.5.3	HŘÍDELE.....	- 44 -
4.5.4	CELKOVÁ ÚČINNOST REDUKTORU	- 46 -
4.5.5	VÝSLEDNÉ OTÁČKY, MOMENTY A VÝKONY NA HŘÍDELÍCH	- 46 -
4.5.6	VÝSLEDNÁ GEOMETRIE SOUKOLÍ 12	- 47 -
4.5.7	VÝSLEDNÁ GEOMETRIE SOUKOLÍ 34	- 48 -
5	<u>KONTROLA OZUBENÍ A PEVNOSTNÍ VÝPOČET KOMPONENTŮ REDUKTORU.....</u>	- 49 -
5.1	POŠKOZENÍ ZUBŮ	- 49 -
5.1.1	LOM ZUBU.....	- 50 -
5.1.2	PITTING	- 51 -
5.1.3	ABRAZIVNÍ OTĚR	- 53 -
5.1.4	ZADÍRÁNÍ (SCUFFING)	- 55 -
5.1.5	CELKOVÁ ÚNAVA OZUBENÝCH SOUKOLÍ.....	- 57 -
5.2	KONTROLA LOŽISEK	- 57 -
5.2.1	SILOVÉ POMĚRY	- 57 -
5.2.2	REAKCE V LOŽISKÁCH - ROVINA F_R	- 59 -
5.2.3	REAKCE V LOŽISKÁCH – ROVINA F_T	- 60 -
5.2.4	EKVIVALENTNÍ ZATÍŽENÍ A ŽIVOTNOST LOŽISEK	- 61 -
5.3	KONTROLA HŘÍDELŮ.....	- 63 -
5.3.1	KONTROLA VSTUPNÍHO HŘÍDELE NA KRUT POD LOŽISKEM	- 63 -
5.3.2	KONTROLA VSTUPNÍHO HŘÍDELE NA KOMBINOVANÉ NAMÁHÁNÍ	- 64 -
5.3.3	PRŮHYB VSTUPNÍHO HŘÍDELE A PRŮBĚH REDUKOVANÉHO NAPĚTÍ	- 65 -
5.3.4	KONTROLA PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE NA KRUT	- 65 -
5.3.5	KONTROLA PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE NA KOMBINOVANÉ NAMÁHÁNÍ	- 66 -
5.3.6	PRŮHYB PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE A PRŮBĚH REDUKOVANÉHO NAPĚTÍ	- 67 -
5.3.7	KONTROLA VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE NA KRUT	- 68 -
5.3.8	KONTROLA VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE NA KOMBINOVANÉ NAMÁHÁNÍ	- 68 -
5.3.9	PRŮHYB VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE A PRŮBĚH REDUKOVANÉHO NAPĚTÍ	- 69 -
5.4	CAMPBELLŮV DIAGRAM	- 70 -
5.4.1	VSTUPNÍ HŘÍDEL	- 70 -
5.4.2	PŘEDLOHOVÝ HŘÍDEL	- 70 -
5.4.3	VÝSTUPNÍ HŘÍDEL	- 70 -
6	<u>KONCEPČNÍ NÁVRH A ROZBOR OLEJOVÉHO SYSTÉMU.....</u>	- 72 -

6.1	POŽADAVKY PŘEDPISŮ	- 72 -
6.1.1	CS-27	- 72 -
6.1.2	CS-E	- 72 -
6.2	NÁVRH OLEJOVÉHO SYSTÉMU	- 72 -
6.2.1	KONCEPČNÍ NÁVRH OLEJOVÉ NÁDRŽE	- 73 -
6.2.2	SYSTÉM MAZÁNÍ A CHLAZENÍ	- 73 -
6.2.3	VÝPOČET OLEJOVÝCH TRYSEK	- 74 -
6.2.4	SCHÉMA OLEJOVÉHO SYSTÉMU	- 76 -
7	<u>ZÁVĚR</u>	- 77 -
8	<u>PŘÍLOHA A</u>	- 83 -
9	<u>PŘÍLOHA B</u>	- 88 -

Seznam použitých zkratk a symbolů

CS-E	Certifikační základna pro motor (Certification specification – Engine)
NG	Nová generace (New Generation)
P&W	Pratt & Whitney Canada a.s.
FADEC	Plně autonomní systém řízení motoru (Full Authority Digital Engine Control)
FAA	Federal Aviation Administration
THM	Turbo-hřídelový motor
TVM	Turbovrtulový motor
NOTAR	Konfigurace vrtulníku bez vyrovnávacího rotoru (No Tail Rotor)
ITT	Teplota mezi turbínami (Interstage Turbine Temperature)
TBO	Čas mezi generálními opravami (Time Between Overhaul)
MSA	Mezinárodní standardní atmosféra
IFR	Let podle přístrojů (Instrument Flight Rules)
RPM	Otáčky za minutu (Revolutions per minute)
FAR	Federal Aviation Regulations
GEAC	General Electric Aviation Company
EIM	Engine installation manual
EOM	Engine operational manual
EMM	Engine maintenance manual
ČSN	Česká technická norma
HOGE	Hover out of ground effect
HIGE	Hover in ground effect
AGMA	American Gear Manufacturers Association
W.Nr.	Německý předpis pro oceli (Werkstoffnummer)
DIN	Německá národní norma (Deutsche Industrie-Norm)
HV	Tvrdost podle Vickerse (Vickers Hardness)
MoC	Způsob průkazu (Means of Compliance)
EASA	Evropská agentura pro bezpečnost letectví (European Aviation Safety Agency)
ISO	Mezinárodní organizace pro standardizaci (International Organization for Standardization)

n	Frekvence otáček	[ot/min]
n_{max}	Mezní otáčky ložisek	[ot/min]
Z_i	Počet zubů pastorku/kola	[-]
Z_v	Počet zubů virtuálního kola	[-]
α_n	Úhel záběru nástroje	[°]
α_t	Čelní úhel záběru	[°]
α_i	Osová vzdálenost	[mm]
$inv\alpha_t$	Involut úhlu	[-]
m_n	Normálový modul	[mm]
m_t	Čelní modul	[mm]
β	Úhel stoupání boku zubu	[°]
β_b	Úhel stoupání na základové křivce	[°]
α_w	Valivý úhel záběru	[°]
x_i	Jednotkové posunutí profilu	[mm]
a_w	Skutečná osová vzdálenost	[mm]
p	Rožteč	[mm]
h_f	Výška paty zubu	[mm]
h_a	Výška hlavy zubu	[mm]
h	Výška zubu	[mm]

d	Roztečný průměr, průměr, vnitřní průměr	[mm]
d_a	Hlavový průměr	[mm]
d_f	Patní průměr	[mm]
d_b	Průměr základové kružnice	[mm]
d_w	Průměr valivé kružnice	[mm]
b_w	Poměrná šířka kola	[mm]
d_n	Průměr náhradního kola	[mm]
s_n	Tloušťka zubu	[mm]
s_t, s_{wt}	Šířka zubu	[mm]
v_n	Normálová šířka mezery	[mm]
v_t, v_{wt}	Šířka mezery	[mm]
D	Vnější průměr	[mm]
c_i	Rychlost proudících plynů	[m*s ⁻¹]
F_r, F_t, F_a	Složky sil	[N]
i	Převodový poměr	[-]
u	Převodové číslo	[-]
s_{fn}	Patní sečna	[mm]
ρ	Hustota	[kg/m ³]
ρ_f	Poloměr paty přechodu	[mm]
ρ_H	Poloměr křivosti podle Herze	[mm]
σ_H	Dotykové napětí ve valivém bodě	[N*mm ⁻²]
σ_F	Napětí v patě zubu	[N*mm ⁻²]
σ_{Flim}	Mez únavy v ohybu	[N*mm ⁻²]
σ_{Hlim}	Mez únavy v dotyku	[N*mm ⁻²]
σ_{Fmax}	Maximální napětí v ohybu	[N*mm ⁻²]
σ_{Hmax}	Maximální napětí v dotyku	[N*mm ⁻²]
S_H	Bezpečnost proti vzniku únavového poškození boku zubu	[-]
S_F	Bezpečnost proti vzniku únavového lomu v patě zubu	[-]
S_{Hmin}	Min. bezpečnost proti vzniku únavového poškození boku zubu	[-]
S_{Fmin}	Min. bezpečnost proti vzniku únavového lomu v patě zubu	[-]
S_S	Bezpečnost proti vzniku zadírání za objem. teploty zubu	[-]
S_B	Bezpečnost proti vzniku zadírání za lok. přírůstek teploty	[-]
S_{Smin}	Min. bezpečnost proti vzniku zadírání za objem. tepl. zubu	[-]
S_{Bmin}	Min. bezpečnost proti vzniku zadírání za lok. přírůstek tepl.	[-]
ϵ_a	Součinitel záběru	[-]
ϵ_{an}	Součinitel záběru neutrálního kola	[-]
Y_{FS}	Součinitel tvaru	[-]
Y_S	Součinitel koncentrace napětí	[-]
Y_ϵ	Součinitel záběru profilu	[-]
Y_β	Součinitel sklonu zubu	[-]
Z_H	Součinitel tvaru zubu	[-]
Z_E	Součinitel pružnosti zubu	[-]
Z_ϵ	Součinitel vlivu záběru	[-]
Z_β	Součinitel sklonu zubu	[-]
P	Pól pohybu	[-]
K_A	Součinitel vnějších sil/Aplikační faktor	[-]
K_V	Součinitel vnitřních sil	[-]
$K_{Fa}, K_{F\beta}, K_{Ha}, K_{H\beta}$	Součinitele nerovnoměrnosti chodu	[-]
R_{ix}, R_{iy}, R_{iz}	Složky silových reakcí	[N]
X, Y	Výpočtové součinitele ložisek	[-]
SFC	Specifická spotřeba paliva	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
M	Hmotnost	[kg]

TBO	Čas mezi generálními opravami	[hodina]
$d/\delta/v$	Délka, šířka, výška	[mm/mm/mm]
M_k	Kroutící moment	[Nm]
M_o	Ohybový moment	[Nm]
Q	Hmotnostní průtok	[m ² /s]
\dot{V}	Objemový průtok	[m ³ /s]
W_0	Práce oběhu	[J]
W_{eK}	Práce kompresoru	[J]
κ	Poissonova konstanta	[-]
C_p	Tepelná kapacita při stálém tlaku	[J*K ⁻¹]
c_p	Měrná tepelná kapacita při stálém tlaku	[J*K ⁻¹ *kg ⁻¹]
W_{etVT}	Práce volné turbíny	[J]
W_{etGT}	Práce generátorové turbíny	[J]
η_k	Účinnost kompresoru	[-]
η_{GT}	Účinnost generátorové turbíny	[-]
η_{VT}	Účinnost volné turbíny	[-]
η_c	Celková účinnost mechanismu	[-]
$\eta_{i,j}$	Účinnosti jednotlivých soukolí	[-]
π_k	Stlačení kompresoru	[-]
P	Výkon	[W]
P_v	Výkon na hřídeli (Vrtulový výkon)	[W]
T_{ic}	Teplota v určitém stavu plynů	[°C, K]
$T_{i_izoentropická}$	Izoentropická teplota v určitém stavu plynů	[°C, K]
p_i	Tlak v určitém stavu plynů	[Pa]
p_{atm}	Atmosférický tlak v 0m MSA	[Pa]
τ	Poměr ohřátí mezi vstupem do motoru a spal. komorou	[-]
$\eta_{reduktor}$	Účinnost reduktoru	[-]
η_m	Mechanická účinnost	[-]
σ_{SK}	Ztráty ve spalovací komoře	[-]
R_e, σ_s	Mez kluzu	[N*mm ⁻²]
R_m, σ_B	Mez pevnosti	[N*mm ⁻²]
E	Youngův modul pružnosti	[N*mm ⁻²]
τ_D	Dovolené smykové napětí	[N*mm ⁻²]
σ_D	Dovolené napětí v ohybu	[N*mm ⁻²]
H	Požadovaná doba životnosti	[hodina]
U	Rychlostní parametr	[-]
G	Materiálový parametr	[-]
W	Parametr zatížení	[-]
H_{min}	Minimální tloušťka olejového filmu	[μm]
Ra	Aritmetická odchylka profilu drsnosti	[μm]
C	Základní dynamická únosnost ložisek	[kN]
L_N	Trvanlivost ložisek	[hodina]
W_k	Modul průřezu v krutu	[mm ³]
W_o	Modul průřezu v ohybu	[mm ³]
σ_o	Ohybové napětí	[N*mm ⁻²]
K_k	Bezpečnost na kombinované namáhání	[-]
y	Průhyb	[mm]
I_y	Kvadratický moment průřezu	[mm ⁴]
l	Délka	[mm]
v	Kinematická viskozita	[mm ² /s]
η	Dynamická viskozita	[Ns*m ⁻²]

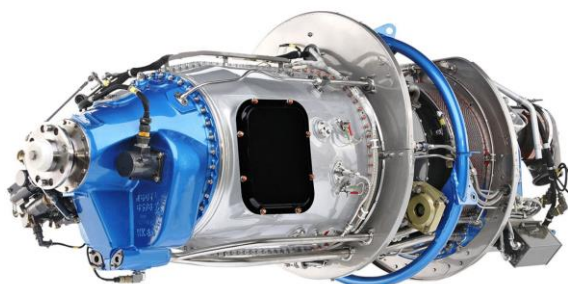
1 Rozbor typů vrtulníků s motory o instalovaném výkonu 550 až 870 SHP

1.1 Úvod

V této kapitole je zpracována a následně vyhodnocena rešerše vrtulníků a turbo-hřídelových motorů s výkonem 550 až 870 SHP. Ty jsou porovnány s turbovrtulovým motorem řady H80. Tato studie je posléze vyhodnocena a je vybrán vrtulník vhodný k re-motorizaci či nové zástavbě. Všechny parametry uvedené v této kapitole platí pro maximální trvalý výkon v podmínkách 0 m MSA.

1.2 General Electric Aviation Czech – Řada H80

Motory M601 řady H80 od americké společnosti GE Aviation Czech (dříve Walter a.s.) jsou turbovrtulové motory s reverzním proudem vzduchu, kdy vzduch vstupuje do motoru v zadní části, protéká směrem kupředu kompresorem, spalovací komorou, turbínami a opouští motor výstupními koleny v přední části stroje. Motor je dvouhřídelové konstrukce s generátorem plynů nezávislým na hnací části s volnou turbínou. Nejčastěji jsou tyto motory používány pro malé dopravní letouny a zemědělské a cvičné stroje. Verze H80 je odvozena z předchozí verze M601E, která vychází z původní verze motoru M601A, která byla certifikována již v roce 1973. Verze H80 získala typový certifikát od EASA v roce 2011. Nejvýznamnějším odběratelem motorů řady H80 je společnost Aircraft Industries a.s., od které pohání malé dvoumotorové dopravní letouny L410 a L410NG.



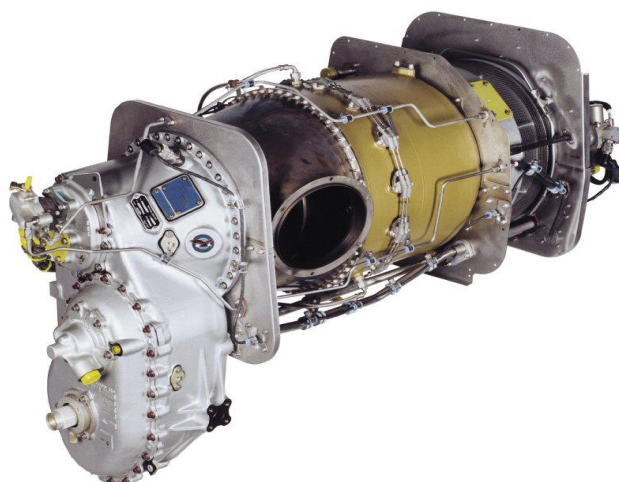
Obrázek 1: turbovrtulový motor řady GE H80

Typ	H80	Jednotky
Výkon na hřídeli	800	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.57	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	193.4	[kg]
Rozměry – d/š/v	1 675/590/650	[mm]
Stlačení kompresoru	6.7	[-]
Teplota mezi turbínami	750	[°C]
Čas mezi generálními opravami	3 600	[h]
Otáčky na výstupním hřídeli	2 080	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	4.137	[SHP/kg]

Tabulka 1: Parametry motoru H80 [1]

1.3 Pratt&Whitney – PT6B-36A/37A

Motor série PT6 od Kanadské společnosti Pratt&Whitney byl původně vyvinutý pouze pro turbovrtulová letadla. Jeho vývoj začal v roce 1958 a do prodeje vstoupil v roce 1964. Postupem času se začalo vyrábět mnoho dalších variant PT6, a to nejen v turbovrtulové konfiguraci, ale také v turbo-hřídelové verzi označené PT6B. Vznikly také další verze pro pozemní vozidla, vznášedla, lodě nebo jako pomocné pohonné jednotky a pro průmyslové účely. Od roku 1963 do roku 2016 bylo vyrobeno 51 000 kusů a motor nalétal 400 milionů letových hodin. Od konce padesátých let jeho vývoj pokročil natolik, že se poměr výkonu k hmotnosti zlepšil o 50 % a specifická spotřeba paliva o 20 %. Motor je, stejně jako motor H80 dvouhřídelový s reverzním proudem vzduchu a palin. Verze 36A byla certifikována v 1984 a verze 37A v roce 1996. [2]



Obrázek 2: THM Motor řady PT6B [3]

Typ	PT6B-36A / PT6B-37A	Jednotky
Výkon na hřídeli	870 / 845	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.581 / 0.593	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	174.2 / 184.8	[kg]
Rozměry – d/š/v	1 502/483/826 // 1 502/483/904	[mm]
Stlačení kompresoru	6.3 / 7.1	[-]
Teplota mezi turbínami	766 / 755	[°C]
Čas mezi generálními opravami	3 500 / 4 500	[h]
Otáčky na výstupním hřídeli	6 469 // 4 373	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	4.994 / 4.573	[SHP/kg]

Tabulka 2: Parametry typů PT6B-36A a PT6B-37A motorů řady PT6B [3]

1.3.1 AgustaWestland AW119 Koala

Vrtulník AW119 Koala je vyráběn od roku 2000 italsko-britskou společností AgustaWestland. Jde o středně velký víceúčelový užitkový osmimístný vrtulník, který je poháněn jedním motorem Pratt & Whitney PT6B-37A. Hlavní předností stroje A119 Koala je objem jejich

nákladové kabiny, který je až o 30 % větší než u konkurenčních vrtulníků stejného segmentu. Vrtulníky AW119 jsou vybaveny čtyřlístým hlavním rotorem a třílístým ocasním vyrovnávacím rotorem. Maximální vzletová hmotnost je 3150 kg. [4]



Obrázek 3: AgustaWestland AW 119

1.3.2 Sikorsky S-76B

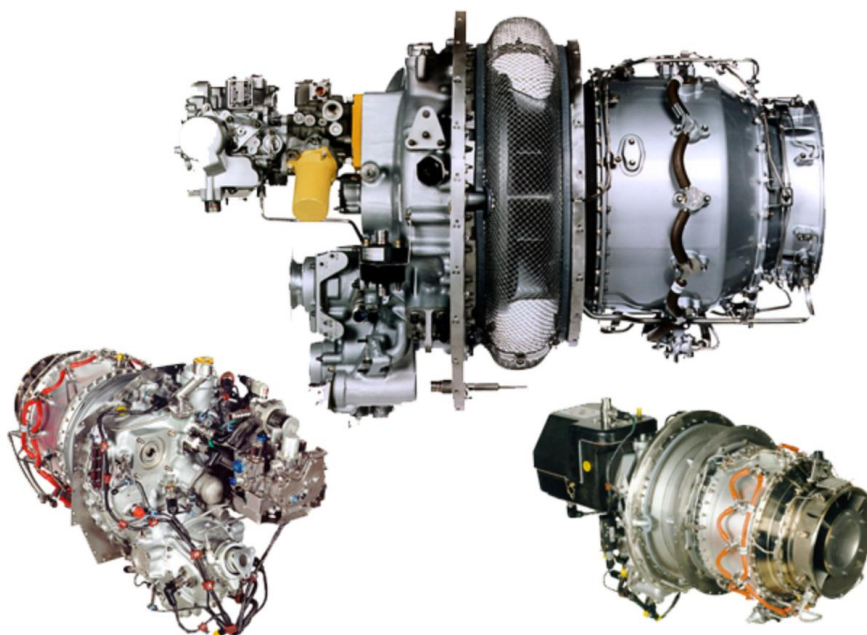
Typ S-76 se začal sériově vyrábět v roce 1982 a postupně vznikly různé verze, které se odlišují pohonnými jednotkami. Je velice oblíbený v odvětví těžby ropy a zemního plynu pro využití na ropných plošinách a v deseti zemích světa je tento typ využíván pro přepravu hlavy státu, což vypovídá o jeho spolehlivosti. Z celkového počtu nashromážděných letových hodin odpovídá 60 % misím právě mimo pevninu a více než 10 % ze všech letových hodin flotily bylo v kritických životně důležitých misích při pátracích akcích nebo v rámci letecké ambulance. Verze S-76B je dvoumotorový víceúčelový čtrnáctimístný vrtulník, určený k přepravě osob a nákladu. Byl vyráběn mezi lety 1984 a 1997 a je poháněn dvěma motory Pratt & Whitney PT6B-36A. Do ukončení výroby v roce 1997 bylo vyrobeno 101 kusů s maximální vzletovou hmotností 5 307 kg.[5]



Obrázek 4: Sikorsky S-76B

1.4 Pratt&Whitney PW 206C/207D1

Motory řady PW 200 od kanadské společnosti Pratt&Whitney jsou turbo-hřídelové motory vyvinuté specificky pro použití na vrtulnících. Tato řada motorů má vedoucí pozici na světových trzích s lehkými dvoumotorovými vrtulníky, které najdou využití zejména u pohotovostních záchranných služeb, v korporátní sféře či jako vrtulníky v oblasti vymáhání práva kde konkurují ostatním motorům ve výkonové třídě 500 až 800 SHP. Společnost P&W představila rodinu motorů v 90. letech. Modulární design PW200 má pouze tři hlavní rotory, což z něj činí jeden z nejjednodušších turbo-hřídelových motorů v této kategorii. Na rozdíl od motoru H80 mají motory řady PW 200 souproudé uspořádání proudu vzduchu. Model PW206C byl certifikován dle EASA v roce 1995 a model PW207D1 v roce 2007. Od začátku výroby kanadská společnost vyprodukovala více než 4 500 kusů, které souhrnně nalétaly více než 8.5 milionu letových hodin.[6]



Obrázek 5: Motory řady PW 200

Typ	PW 206C / 207D1	Jednotky
Výkon na hřídeli	561 / 610	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.542 / 0.542	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	107.5 / 111	[kg]
Rozměry – d/š/v	930/540/620 v obou verzích	[mm]
Stlačení kompresoru	8 / 8	[-]
Teplota mezi turbínami	820 / 850	[°C]
Čas mezi generálními opravami	4 000 u obou verzí	[h]
Otáčky na výstupním hřídeli	6 120 // 6 240	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	5.219 / 5.495	[SHP/kg]

Tabulka 3: Parametry motoru PW 206C a 207D1 z řady PW200 [7]

1.4.1 AgustaWestland AW109

Je vyráběn bez přerušení od roku 1971 italsko-britskou společností AgustaWestland. Jde o lehký víceúčelový osmimístný vrtulník, který je poháněn dvěma motory Pratt & Whitney PW206C. Výše zmíněný vrtulník AW 119 vychází právě z tohoto stroje a jeho hlavní rozdíl je v použití pouze jedné pohonné jednotky. Avšak AW109 díky své dvoumotorové konfiguraci a certifikaci ve výkonnostní kategorii A najde uplatnění i v přepravě pacientů neodkladné péče, při pátracích a záchranářských akcích anebo jako letecká ambulance. Vrtulníky AW109 mají klasickou koncepci s čtyřlístým hlavním rotorem a třílístým vyrovnávacím rotorem. Ve všech specifikacích dohromady bylo tohoto vrtulníku vyrobeno více než 600 kusů s maximální vzletovou hmotností 2850-3000 kg.[8]



Obrázek 6: AgustaWestland AW109

1.4.2 Bell 429

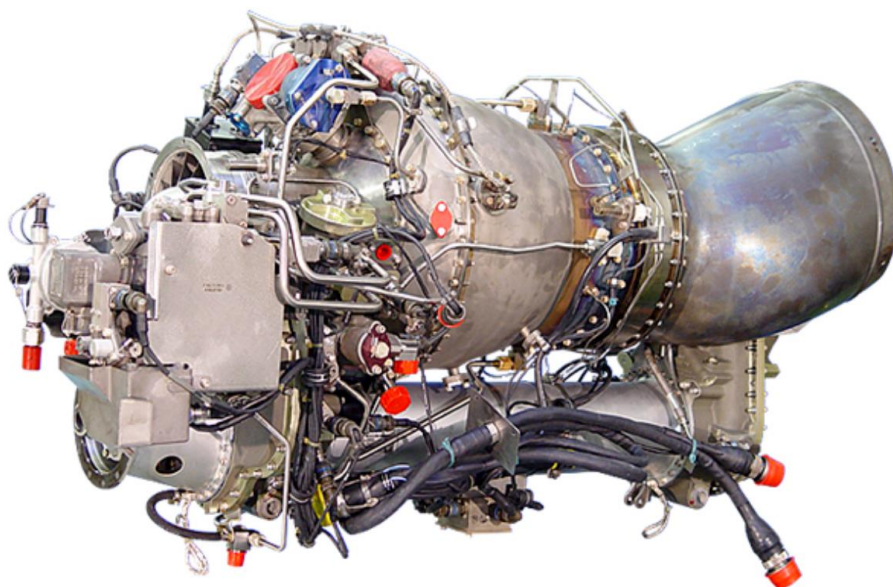
Bell 429 od americké společnosti Bell Helicopter Textron je lehký moderní víceúčelový užitkový osmimístný vrtulník, který byl certifikován EASA v roce 2009. Poháněn je dvěma motory Pratt & Whitney PW207D1. Maximální vzletová hmotnost je 3175 kg. Byl navržen jako náhrada málo úspěšného stroje Bell 427, který byl vyvinut primárně jako vrtulník rychlé záchrané služby. Bell 429 oproti verzi 427 nabízí větší nákladový prostor a možnost letu IFR podle přístrojů. Do dnešního dne firma Bell přijala objednávky na více než 300 kusů tohoto stroje.[9]



Obrázek 7: Bell 429

1.5 Safran (Turbomeca) Arriel 2B1/2D

Motory třídy Arriel 1 a 2 od společnosti Safran (dříve Turbomeca) jsou turbo-hřídelové motory v rozsahu výkonů od 500 do 1000 SHP. První typ se začal vyrábět v roce 1974 a v pozměněné podobě se vyrábí dodnes. K dnešnímu datu bylo vyrobeno více než 12 tisíc kusů, které dohromady nalétaly více než 46 milionů letových hodin. Tyto motory jsou dvouhřídelové s volnou turbínou v souproutém uspořádání proudu vzduchu. Typ Arriel 2B1 byl uveden do provozu v roce 2000 a Arriel 2D v roce 2011. Zmiňovaný Arriel 2D patří k nejnovějším typům v této rodině a jeho nesporná výhoda oproti předchůdcům je ve vyšším výkonu a v prodlouženém čase mezi generálními opravami, který stoupl o 25 % na 5000 hodin, díky čemuž se snížily náklady na údržbu.[10]



Obrázek 8: Motor Safran řady Arriel 2

Typ	Arriel 2B1 / Arriel 2D	X
Výkon na hřídeli	746 / 802	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.617 / 0.607	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	132.2 / 132.9	[kg]
Rozměry – d/š/v	1 140/491/616 // 1 177/500/616	[mm]
Stlačení kompresoru	8.2 / 8.5	[-]
Teplota mezi turbínami	850 / 880	[°C]
Čas mezi generálními opravami	4 000 / 5000	[h]
Otáčky na výstupním hřídeli	6 000 u obou verzí	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	5.643 / 6.035	[SHP/kg]

Tabulka 4: Parametry motorů Arriel 2B1 a Arriel 2D z řady Arriel 2 [11]

1.5.1 Eurocopter AS 350 B3

Jde o lehký sedmimístný víceúčelový vrtulník od společnosti Eurocopter (dnes Airbus Helicopters) vyráběný od roku 1975 a ve verzi B3 od roku 1996. Jde o vrtulník s třílistým hlavním a dvoulistým vyrovnávacím rotorem, který je v této verzi poháněn jedním motorem Safran Arriel 2B1. Do roku 2009 bylo celkem vyrobeno více než 3 600 kusů ve 22 různých specifikacích. Maximální vzletová hmotnost verze B3 je 2 250 kg. Tento typ vrtulníku také drží unikátní rekord, když jako první vrtulník dokázal přistát na vrcholu nejvyšší hory světa Mt. Everest (8 848 m), a to ve standardní specifikaci bez úprav i když dle typového certifikátu je maximální povolený přístup pouze 7 010 m.

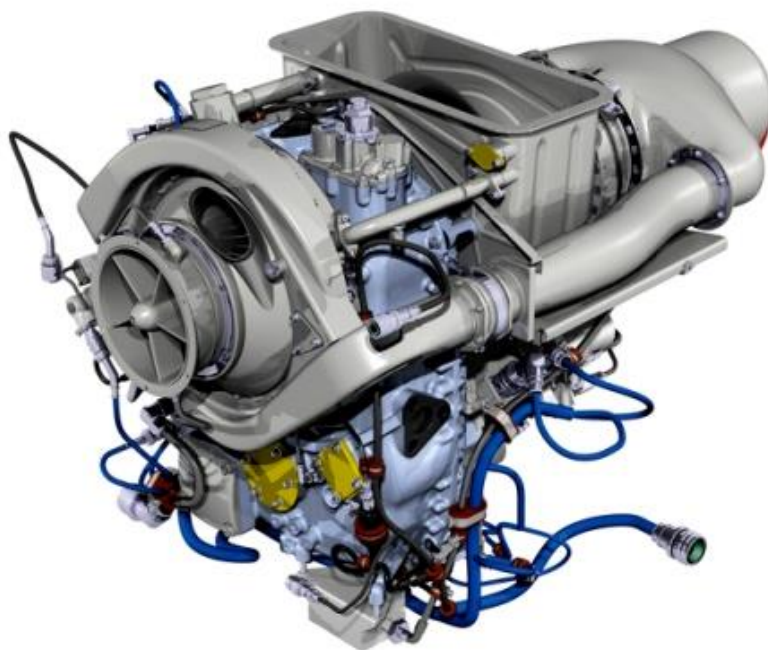
Verze AS 350 B3e byla po přejmenování společnosti Eurocopter na Airbus Helicopter také přejmenována, a to na H 125. V této verzi je vrtulník od roku 2011 poháněn jedním motorem Safran Arriel 2D.[12]



Obrázek 9: Vrtulník Eurocopter AS 350 B3

1.6 Rolls Royce M250-C30/C47B

Motory řady Model 250 vyrobené americkou společností Allison Engine Company jsou turbo-hřídelové motory pracující s rozsahem výkonů od 250 do 700 SHP. V roce 1995 koupila společnost Allison britská korporace Rolls Royce a motory dostaly označení M250. Jde o dvouhřídelové motory s reverzním proudem vzduchu v uspořádání s dvoustupňovou generátorovou a dvoustupňovou volnou turbínou. Od počátku 60.let až do dnešního dne vzniklo zhruba 31 000 tisíc kusů ve více než 40 různých specifikacích s 240 miliony kumulativně nalétaných hodin. Typ M250-C30 přišel v roce 1979 s vylepšením v podobě zvýšení výkonu, kompresního poměru a hmotnostního průtoku. Verze M250-C47B vznikla v roce 1999 a od té doby zaznamenala více než 8 milionů letových hodin. Oproti svým předchůdcům má o 2 % nižší specifickou spotřebu paliva, vyšší kompresní poměr a hmotnostní průtok. Také je jako první vybavena systémem FADEC. [13]



Obrázek 10: Motor řady M250 od společnosti Rolls-Royce

Typ	M250-C30 / M250-47B	X
Výkon na hřídeli	650 / 600	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.608 / 0.591	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	115.1 / 126.3	[kg]
Rozměry – d/š/v	1 100/560/650 // 1 100/560/640	[mm]
Stlačení kompresoru	8.6 / 9.2	[-]
Teplota mezi turbínami (ITT)	850 / 880	[°C]
Čas mezi generálními opravami	2 000 u obou verzí	[h]
Otáčky na výstupním hřídeli	6 016 // 6 317	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	5.647 / 4.751	[SHP/kg]

Tabulka 5: Parametry dvou motorů řady M250 [15]

1.6.1 MD Helicopters MD 530F

MD 500 od americké společnosti McDonnell Douglas Helicopter Systems je lehký jednomotorový pětímístný užitkový vrtulník pro civilní i vojenské účely. Verze M530F je poháněna jedním motorem Rolls Royce M250-C30 a v této specifikaci je určena pro provoz v podmínkách se zvýšenými teplotami a ve vysokých nadmořských výškách. Maximální vzletová hmotnost této verze je 1 610 kg. Vrtulníky řady MD 500 mají klasickou koncepci s pětistým hlavním rotorem a dvoulistým ocasním vyrovnávacím rotorem. Řada MD 500 byla představena v roce 1967 a od té doby vzniklo přibližně 4 700 kusů.[16]



Obrázek 11: McDonnell Douglas 530F v armádní verzi

1.6.2 Bell 407

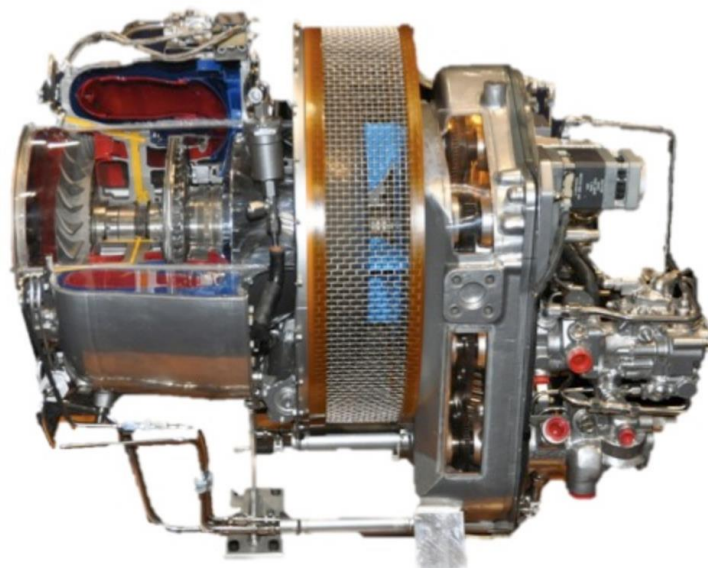
Bell 407 od americké společnosti Bell Helicopter Textron je užitkový víceúčelový sedmimístný vrtulník, který je vyráběn od roku 1995. Je hojně využíván leteckými společnostmi, vládami nebo v privátní korporátní sféře. Poháněn je jedním motorem Rolls Royce M250-C47B a má maximální vzletovou hmotnost 2 722 kg. Je vybaven klasickou koncepcí nosné plochy s čtyřlístým hlavním rotorem s kompozitovými listy a dvoulístým ocasním vyrovnávacím rotorem. Do roku 2017 bylo vyrobeno více než 1 400 kusů.[17]



Obrázek 12: Jednomotorový vrtulník Bell 407

1.7 Lycoming LTS101-750B-1

Rodina turbo-hřídelových motorů Lycoming LTS101 od amerického výrobce Lycoming Engines (dnes Honeywell Aerospace) je vyráběná od roku 1975. Trvalý výkon na hřídeli je u této řady motorů v rozmezí 550 až 750 SHP v podmínkách 0 m MSA. Tato řada motorů má dvouhřídelové uspořádání s reverzním prouděním vzduchu a spalin jako motor H80. Sestává se z jednoho axiálního a jednoho radiálního stupně kompresoru. Rovněž generátorová i volná turbína mají jeden stupeň. Bylo vyrobeno více než 2 100 motorů této řady, které mají zaznamenáno více než 11 milionů letových hodin. Model LTS101-750B-1 byl certifikován v roce 1987 za účelem zlepšení výkonu při vysokých teplotách a ve velkých nadmořských výškách (Hot & High).[18]



Obrázek 13: motor řady LTS101 od Honeywell Aerospace

Typ	LTS101-750 B1	X
Výkon na hřídeli	658	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.577	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	134	[kg]
Rozměry – d/š/v	789/470/644	[mm]
Stlačení kompresoru	8.4	[-]
Teplota mezi turbínami (ITT)	765	[°C]
Čas mezi generálními opravami	2 400	[h]
Otáčky na výstupním hřídeli	6 140	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	4.910	[SHP/kg]

Tabulka 6: Parametry motoru LTS101-750 B1

1.7.1 MBB BK117 B-2

Vrtulníky řady BK117 od německého výrobce Messerschmitt-Bölkow-Blohm (později Eurocopter a Airbus Helicopters) a s podporou japonské společnosti Kawasaki patří se svojí maximální vzletovou hmotností 3 350 kg do střední váhové kategorie. Jsou to dvoumotorové víceúčelové osmimístné stroje, které jsou ve verzi BK117 B-2 osazeny motory Honeywell Lycoming LTS101-750B-1. Jsou klasické koncepce s čtyřlístým hlavním rotorem, dvoulístým vyrovnávacím rotorem a s přistávacími ližinami. Od roku 1979 bylo vyrobeno 443 kusů ve všech specifikacích, z toho přibližně 360 kusů ve specifikaci B-2. Výroba byla ukončena v roce 2004 kdy byl tento stroj nahrazen Eurocoptrem EC 145, který si zachovává stejný design jako BK 117. [19]



Obrázek 14: Vrtulník BK117 B-2 vyvinutý ve spolupráci s Kawasaki

1.8 Honeywell HTS900-2-1D

HTS900-2-1D je moderní turbo-hřídelový motor schválený FAA v roce 2008. Je složen z dvoustupňového radiálního kompresoru, jednostupňové generátorové i volné turbíny v uspořádání s reverzním průtokem vzduchu motorem. Ve snaze výrobce co možná nejvíce snížit náklady na provoz i údržbu je tento typ vybaven systémem FADEC a navržen s filozofií údržby „podle stavu“ bez pevných časových úseků mezi generálními opravami. Tento motor pohání model SH09 od švýcarského výrobce vrtulníků Kopter.



Obrázek 15: Moderní motor řady HTS900 s vysokým stlačením na kompresoru

Typ	HTS900-2-1 D	X
Výkon na hřídeli	757	[SHP]
Specifická spotřeba paliva	0.525	[Lb*hp ⁻¹ *h ⁻¹]
Suchá hmotnost	153.3	[kg]
Rozměry – d/š/v	922/-/647	[mm]
Stlačení kompresoru	11	[-]

Teplota mezi turbínami (ITT)	900	[°C]
Čas mezi generálními opravami	On condition	X
Otáčky na výstupním hřídeli	6 317	[ot/min]
Poměr výkon/hmotnost	4.938	[SHP/kg]

Tabulka 7: Parametry motoru HTS900-2-1 D [20]

1.8.1 Kopter

SH09 je lehký osmimístný víceúčelový užitkový vrtulník vyvíjený švýcarskou společností Kopter (dříve Marenco Swisshelicopter). Je poháněn jedním motorem Honeywell HTS900-2-1D. Nosnou plochu tvoří pětistý hlavní rotor a kroutící moment vyrovnává fenestron (zcela uzavřený ocasní ventilátor). První zkušební let byl v roce 2014, zatím byly vyrobeny 3 kusy a certifikace je naplánována na konec roku 2019. Maximální vzletová hmotnost je 2 650 kg.[21]

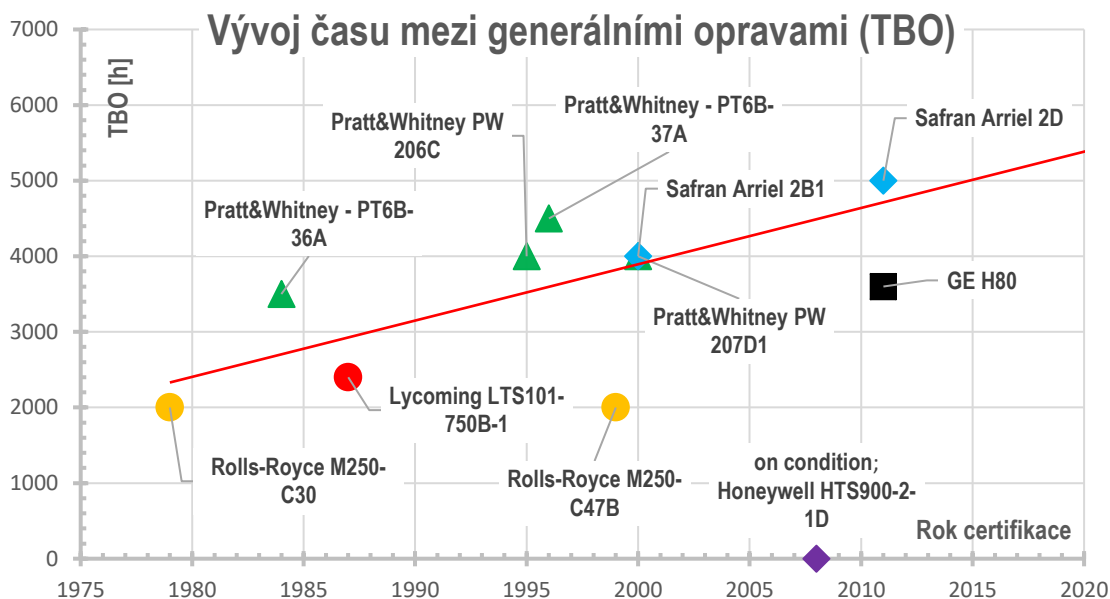


Obrázek 16: Momentálně vyvíjený lehký jednomotorový vrtulník Kopter SH09

1.9 Analýza

1.9.1 Z hlediska nákladů na údržbu a provozních nákladů

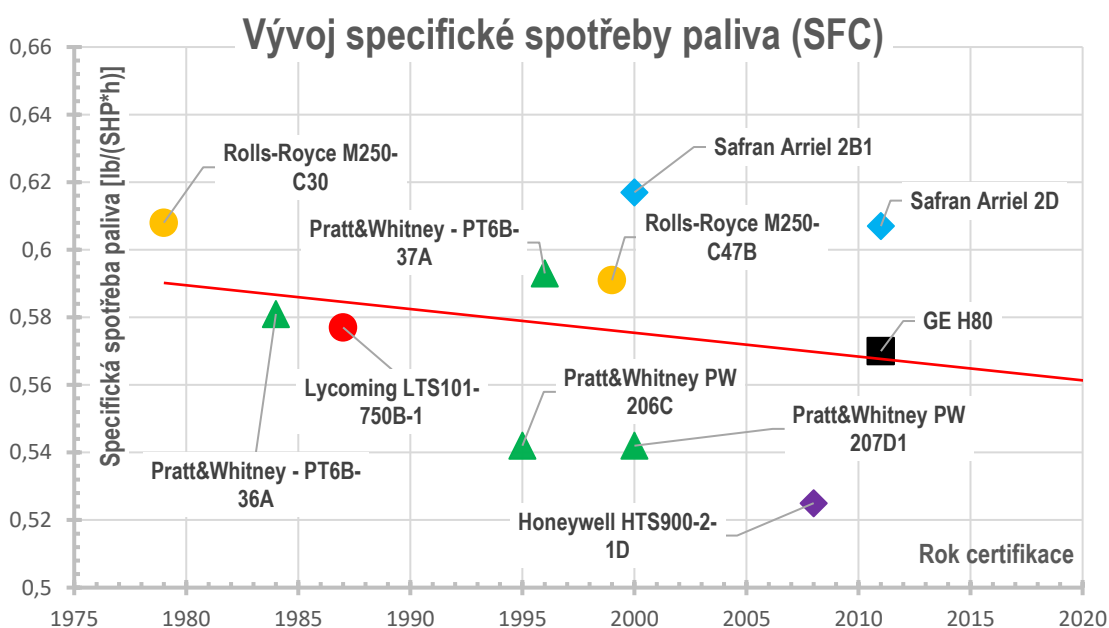
Výkon helikoptéry jako celku může být vyhodnocován z hlediska velkého počtu různých oblastí, které jsou na sobě závislé a stejně je tomu tak s motory ve vrtulníkových zástavbách. Jelikož helikoptéry jsou na rozdíl od letounů velice drahé na provoz, ekonomičnost provozu se stává velice důležitým parametrem. Faktory, jakými jsou například opotřebení jednotlivých dílů motorů a jejich potřebná údržba jsou kritické údaje, podle kterých se vypočítávají operační náklady na provoz a náklady na údržbu helikoptér. V následujícím grafu lze vidět porovnání vybraných turbo-hřídelových motorů s turbovtrulovým motorem H80 z hlediska času mezi generálními opravami, což je výrobcí motorů běžně zveřejňovaný parametr. Červená přímka poté udává trend mezi turbo-hřídelovými motory v rozmezí posledních 45 let.



Graf 1: Porovnání času mezi generálními opravami jednotlivých vrtulníků

Ze srovnání vidíme, že v posledních letech se značně zvyšují časy mezi generálními opravami, což má pozitivní dopad na snižování provozních nákladů. Motor H80 se svými 3 600 hodinami TBO patří zhruba doprostřed vyhodnocovaných motorů a může tak v tomto ohledu konkurovat zejména motorům řady M250 od společnosti Rolls-Royce. V současné době také probíhá navýšení časů mezi generálními opravami u motorů řady H80 a v budoucnu by měl TBO vystoupat na 4000 hodin.

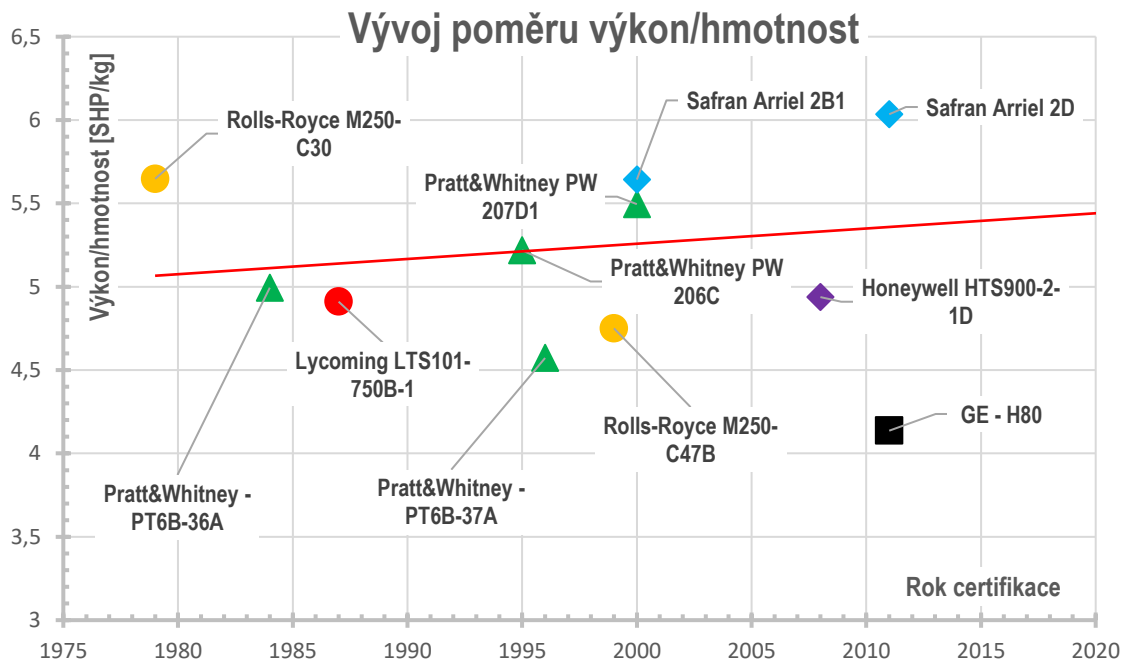
Dalším údajem, podle kterého se také vyhodnocuje ekonomičnost provozu je specifická spotřeba paliva. Na základě zpracování tohoto údaje byl níže přiložen graf trendu vývoje specifické spotřeby paliva v turbo-hřídelových motorech. Tento graf udává jasný trend ve snižování SFC v průběhu let a tím zvyšování účinnosti motorů. Tento graf také ukazuje, že motor H80 je i v tomto parametru v současné konfiguraci konkurenceschopný. Nicméně výrobci u deklarovaných údajů spotřeb paliva neuvádějí bližší informace, jakým režimům a letovým hladinám odpovídají, a tak mohou být tyto údaje lehce zavádějící.



Graf 2: Vývoj specifické spotřeby paliva v průběhu let

1.9.2 Z hlediska výkonových parametrů

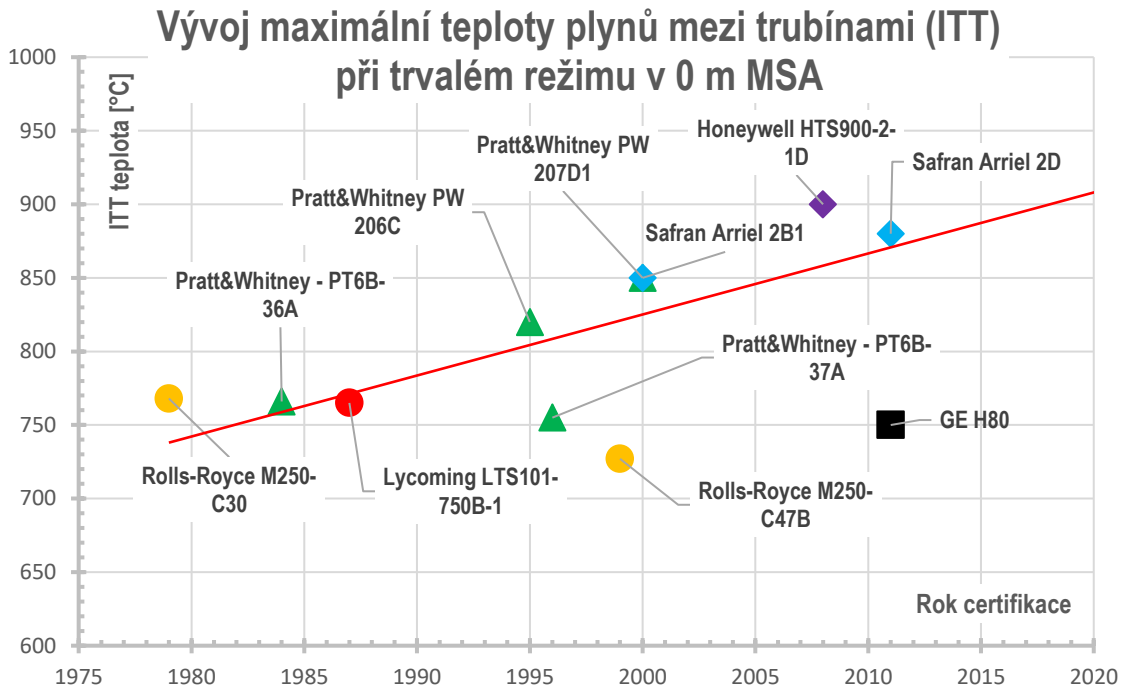
S rostoucí hmotností helikoptér, je možné zastavovat větší a výkonnější pohonné jednotky, které mohou generovat větší výkon. Pokud ale poměr výkonu ku hmotnosti nezlepší „výkon“ vrtulníku, schopnosti, jako nesení platicího zatížení, provádění manévrů a maximální dostup zůstanou stejné. Budeme-li uvažovat možnost zástavby všech motorů do vrtulníku stejné hmotnosti, bude dalším důležitým ukazatelem kvality motoru poměr výkonu ku jeho vlastní hmotnosti. Z následujícího grafu vyplývá, že motor H80 nedosahuje v tomto poměru kvalit TH motorů, a to zejména kvůli své vysoké hmotnosti. Srovnáváme-li ale TVM řady H80, jehož pseudo-planetový reduktor je navržen na třikrát větší redukci otáček oproti THM, dostáváme zkreslené hodnoty. Na druhou stranu veškeré zkoumané THM jsou vybaveny převodovkami s čelními soukolími, které jsou obecně těžší než planetové reduktory. Díky tomuto se tak rozdíl v hmotnostech reduktorů zhruba vyrovnávají.



Graf 3: Vývoj poměru hmotnosti ku výkonu v průběhu let

Špatný poměr výkonu ku hmotnosti je dán tím, že přestože byl typ H80 certifikován teprve v roce 2011, tak konstrukcí i uspořádáním vychází z motoru M601, který vznikl již v 60. letech, a tudíž jsou oba motory v dnešní době technicky překonané. Druhým ovlivňujícím faktorem je to, že motor H80 byl navržen pro turbovrtulové aplikace, kde poměr výkonu ku hmotnosti není tak kritický parametr, jelikož letouny nemají rotující nosné plochy. Tudíž jejich vztlak není odvislý pouze od výkonu motoru.

Předpokládáme-li, že výstupní rychlost plynů c_6 je u všech turbovrtulových motorů zhruba stejná. Můžeme potom jako další kvalitativní parametr pro porovnání motorů vybrat teplotu mezi turbínami T_{4c} (běžně výrobci motorů zveřejňována jako ITT teplota) kdy práce potřebná na pohon kompresoru již byla spotřebována a zbytek dostupného teplotního spádu může být použit na práci výkonové turbíny pro pohon nosného rotoru. Z (15) plyne, že expanzní práce je funkcí teplotního spádu ($T_{4c} - T_{5c}$) na turbíně pohánějící nosný rotor. Tedy čím větší vstupní teplota na výkonové turbíně, tím větší teplotní spád, větší expanzní práce a vyšší výkon.



Graf 4: Závislost teploty mezi turbínami na roku výroby motoru

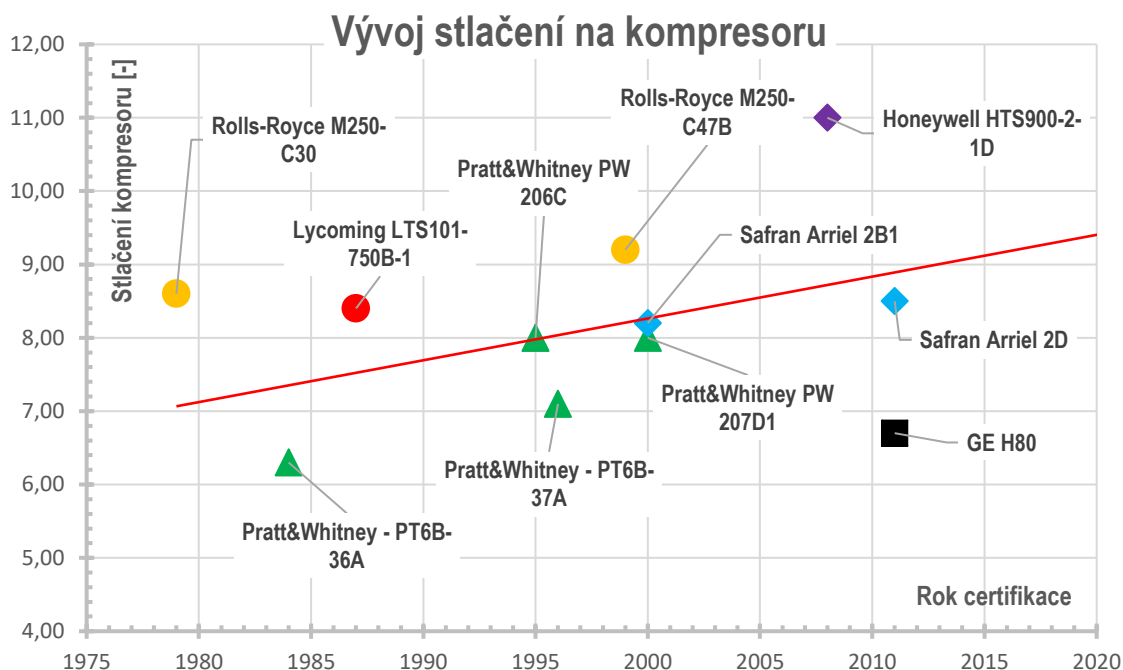
Výkon motoru je odvislý dále také od stlačení na kompresoru. Z následující rovnice vychází, že s rostoucím stlačením kompresoru π_{kc} roste efektivní práce kompresoru W_{ek} .

$$W_{ek} = C_p * T_{1c} \left(\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) * \frac{1}{\eta_k} \quad (1)$$

Výsledný výkon kompresoru potom stanovujeme ze vztahu (Q_m udává hmotnostní průtok)

$$P_{ek} = Q_m * W_{ek} \quad (2)$$

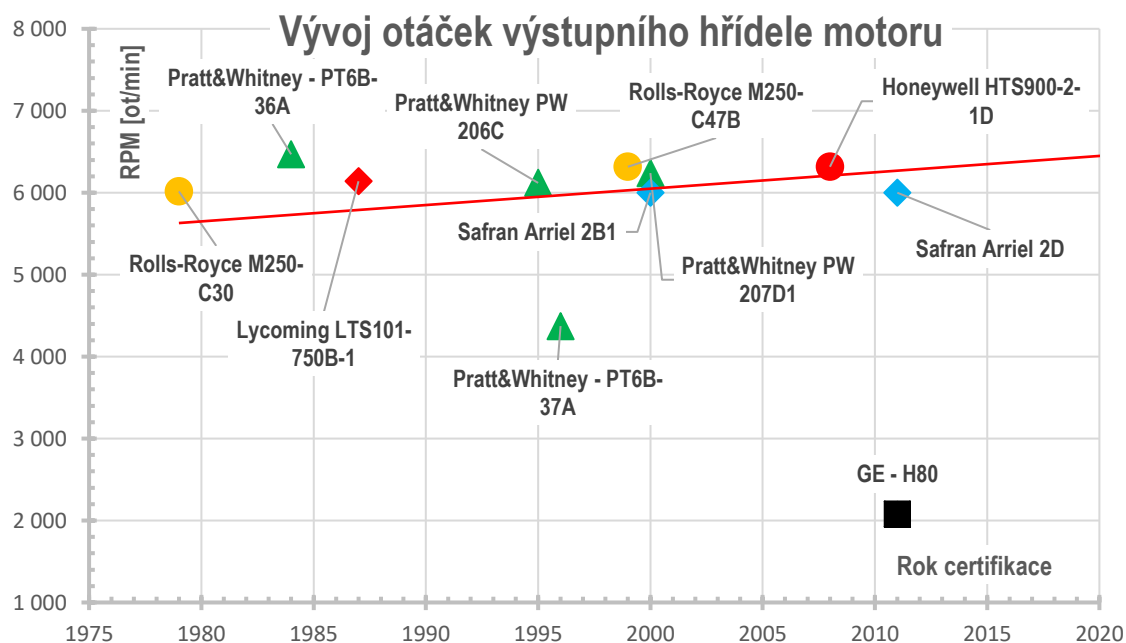
U kompresorů s většími stlačeními jsou tedy hodnoty příkonu vyšší. Lze tedy jako další z parametrů pro porovnání motorů použít právě poměr stlačení na kompresoru. Na následujícím grafu lze vidět, že motor H80 se stlačením na kompresoru 6.7:1 je motor s nízkým kompresním poměrem, jelikož běžné hodnoty tlačením v kompresoru u THM jsou okolo 9:1. Podobné stlačení v této kategorii má jen řada motorů PT6, a to stejných důvodů jako u motoru typu H80. Tedy vývoj do vrtulových letounů v 60. letech minulého století.



Graf 5: Vývoj kompresního poměru v průběhu let

1.9.3 Z hlediska RPM výstupního hřídele motoru

Jelikož vrtulníky operují s konstantními otáčkami nosných rotorů, byly v následujícím grafu porovnány hodnoty otáček za minutu na výstupním hřídeli motoru. Tento graf ovšem neslouží pro kvalitativní porovnání, spíše dává představu o tom, jaké se používají převodové poměry u turbohřídelových motorů a jaký je trend v rozmezí posledních 45 let. Všechny zkoumané THM v této kategorii výkonů s otáčkami výkonové turbíny v rozmezí 40-55 tisíc RPM používají motorové převodovky s čelním ozubením, které redukuje otáčky na hodnoty zhruba 6000 ot/min. Otáčky hlavních rotorů se obvykle pohybují v rozmezí 200-400 ot/min, což vede na celkový převodový poměr více než 100:1. Tato zbylá redukce otáček poté probíhá v hlavním reduktoru daného vrtulníku, nejčastěji za použití planetové převodovky.



Graf 6: Trend redukce otáček u turbo-hřídelových motorů

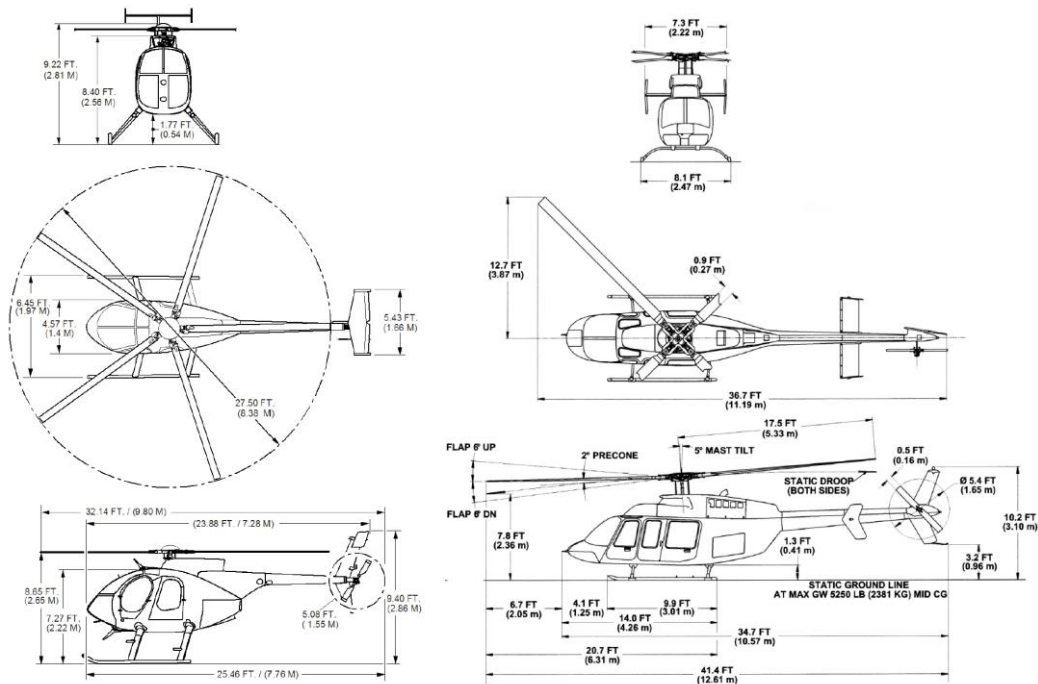
1.10 Shrnutí

1.10.1 Možnost re-motorizace a nová zástavba

Z analýzy v bodě (1.9) vyplývá, že turbovrtulový motor H80 v důležitých parametrech nedosahuje takových hodnot jako výše zmíněné turbo-hřídelové motory. Do jisté míry je to dáno tím, že byl vyvíjen pro jiné aplikace. Je to ale také ovlivněno dobou jeho vzniku. Motor H80 byl sice certifikován v roce 2011, ale vychází z původního motoru M601, který byl vyvinut v 60. letech. Parametry, ve kterých motor H80 dokáže konkurovat, jsou provozní náklady a náklady na údržbu. Ty se odvíjejí od času mezi generálními opravami a od specifické spotřeby paliva. Bohužel ale konkrétní hodnoty nelze dohledat. Dalšími pozitivními vlastnostmi motoru H80 jsou také odolnost a spolehlivost. Motory této řady jsou zákazníky často vyhledávané právě pro výše zmíněné vlastnosti. Tyto motory jsou již desetiletí provozovány a odzkoušeny v drsných podmínkách po celém světě. A to od nejvýše položeného letiště na světě ležícího v Himalájích, přes mrazivé teploty Archandělsku, tropické podmínky rovníkové Afriky až po deštné pralesy Jižní Ameriky.

Z důvodů nejkratší doby mezi generálními opravami ze všech zkoumaných THM byl pro účely této práce vybrán k nahrazení motoru Rolls Royce M250-C47B. Ten je pro zástavby do helikoptér Bell 407 nahrazen v následujících kapitolách za nový motor H80 pro vrtulníkové aplikace. M250-C47B má 2000 hodin mezi generálními opravami, což je téměř dvakrát méně než H80. Také má vyšší měrou specifickou spotřebu paliva.

Druhá možnost, která se nabízela byla náhrada staršího typu řady M250 od společnosti Rolls-Royce na vrtulníku MD 530 F. Ovšem díky svým rozměrům se motory řady H80 nehodí pro zástavby do tohoto stroje, jelikož jsou o více než 400 mm delší než motor M250-C30, což je rozdíl, který nový reduktor nedokáže splnit.



Obrázek 17: Vlevo: muška MD 530 F; Vpravo: muška Bell 407 [22]

2 Rozbor požadavků dle stavebního předpisu CS-E

V následující kapitole byly analyzovány požadavky na certifikaci motoru dle předpisu CS-E. Znění požadavků je v přílohách a je rozděleno do dvou částí.

V **příloze A** jsou vyňaty z certifikační základny dotčené požadavky předpisu týkající se turbínových motorů pro použití na letadlech s rotujícími nosnými plochami.

V **příloze B** jsou vyňaty konkrétní dotčené požadavky předpisu pro zachování letové způsobilosti při změně typu zástavby, převodovky a olejového systému motoru. Spolu s dotčenými požadavky jsou uvedeny i způsoby a metody průkazu.

Tento rozbor je zaměřený pouze na certifikaci v rámci Evropské agentury pro bezpečnost letectví. Vrtulník Bell 407 ovšem vyrábí americká společnost Textron a tak se dá předpokládat i potřebná certifikace v rámci federálního leteckého úřadu Spojených států amerických FAA. V dalších krocích bude tedy potřeba se zaměřit i na požadavky FAR part 33 - Airworthiness standards - Aircraft engines. Rozbor tohoto předpisu ovšem není zadáním této diplomové práce.

2.1 Změna reduktoru a olejového systému motoru

V následujících dvou tabulkách jsou uvedeny jednotlivé dotčené požadavky, jejich způsob průkazu a metoda průkazu. Tyto dotčené požadavky byly konzultovány s odborníky z oddělení zachování letové způsobilosti společnosti GE AC. Dotčené požadavky jsou pouze pro zástavbu do vrtulníku Bell 407, který je jednomotorový, a proto jsou vynechány požadavky na vícemotorová rotorová letadla.

Způsob průkazu – MoC (Means of Compliance)		
„0 – Statement“	„3 – Safety Assessment“	„6 – Flight Tests“
„1 – Design review“	„4 – Laboratory Tests“	„7 – Design Inspection“
„2 – Calculation, Analysis“	„5 – Ground Tests“	„8 – Simulation“
Hlava A – všeobecně		
Paragraf	Způsob průkazu	
CS-E 20 - Konfigurace a propojení motoru	1	
CS-E 25 - Instrukce pro zachování letové způsobilosti	1	
CS-E 60 - Opatření pro přístroje	1	
CS-E 70 - Materiály a výrobní metody	2	
CS-E 80 - Vybavení	2; 4; 5	
CS-E 90 - Ochrana proti korozi a opotřebením	2	
CS-E 100 - Pevnost	1; 2	
CS-E 110 - Výkresy a značení částí – Montáž částí	1	
CS-E 120 - Identifikace	1	
CS-E 130 - Protipožární ochrana (b)(c)	2	

CS-E 140 - Zkoušky – Konfigurace motoru	2
CS-E 150 Zkoušky – Všeobecné provedení zkoušek	1
Hlava D – Turbínový motor, návrh a konstrukce	
CS-E 510 - Analýza bezpečnosti	3
CS-E 515 - Kritické části motoru	1; 2
CS-E 520 – Pevnost (a)	1
CS-E 570 - Olejový systém	1; 2
Hlava E – Prokazování typu	
CS-E 640 - Tlaková zatížení	2; 4
CS-E 650 - Hodnocení vibrací	1; 2
CS-E 730 - Kalibrační zkoušky motoru	5
CS-E 740 - Vyrvalostní zkoušky	1; 5; 7
CS-E 745 - Akcelerace motoru	5
CS-E 820 - Zkouška překročení krouticího momentu	2; 5
CS-E 830 - Maximální překročení otáček motoru	2; 5

Tabulka 8: Dotčené požadavky předpisu CS-E při navrhované změně motoru H80 [23]

Hlava A – všeobecně	
Paragraf	Metoda průkazu
CS-E 20	Úprava technické dokumentace. Komponenty a vybavení, které se v důsledku nových návrhů změny jsou definovány jak na výkresech, tak v kusovnících.
CS-E 25	Aktualizace motorových manuálů, do kterých provedené změny musí být zapracovány. Jde o EIM, EOM, EMM.
CS-E 60	Definice přístrojů a instalace nového přístrojového vybavení pro upozornění pilota a pozemní personál údržby na překročení povolených limitů výkonů motoru.
CS-E 70	Materiálová analýza nových výrobních technologií a nových materiálů, prokazující vlastnosti výsledného výrobku lepší nebo srovnatelné s původním výrobkem.
CS-E 80	Zkouška funkčnosti nového vybavení na motoru.
CS-E 90	Vyhodnocení nově použitých materiálů z hlediska ochrany proti korozi a opotřebení.
CS-E 100	Pevnostní analýza kritických částí převodovky a olejového systému.
CS-E 110	Vydání výkresové dokumentace.
CS-E 120	Výroba a instalace nového identifikačního štítku.

CS-E 130	Průkaz žárupevnosti všech nádrží obsahující hořlavé kapaliny. Průkaz nejméně žáruvzdornosti vnějšího olejového potrubí. Průkaz vyhovění hořčikové slitiny na náchylnost k požáru hořčíku.
CS-E 140	Prokázání shodnosti testované konfigurace motoru s plánovanou sériovou výrobou. Odchytky musí být prokázány.
CS-E 150	Všechny zkoušky musí proběhnout v souladu s certifikovanými programy zkoušek. Tyto programy musí být schváleny před vlastním provedením zkoušek.
Hlava D – Turbinový motor, návrh a konstrukce	
CS-E 510	Rozbor bezpečnostních rizik nových komponentů motoru a jejich srovnání s původní schválenou konfigurací.
CS-E 515	Analýza konfigurace motoru s novou převodovkou a srovnání s původní konfigurací. Následně zhodnocení vlivu rozdílných provozních podmínek na kritické díly motoru.
CS-E 520 (a)	Porovnávací test nového a původního reduktoru zaměřený na jeho vliv na pevnost motoru a jeho uchycovacích bodů.
CS-E 570	Průkaz správné funkce olejového systému ve všech předpokládaných letových polohách a provozních a zástavbových podmínkách. Analýza odvětrávání olejového systému a použitých filtrů a sítěk.
Hlava E – Prokazování typu	
CS-E 640	Zkouška nebo analýza tlakového zatížení olejového potrubí a olejové nádrže.
CS-E 650	Modální analýza olejového potrubí a převodovky.
CS-E 730	Kalibrační test před vytrvalostní zkouškou.
CS-E 740	Pozemní vytrvalostní zkouška motoru s novou konfigurací. Následná demontáž motoru pro vyhovění pokračování v provozu komponentů reduktoru a olejového systému.
CS-E 745	Pozemní zkouška pro prokázání, že v kompresoru motoru nedojde k pumpáži vlivem nevhodné zástavby, kdy může tlak na vstupu klesnout pod mezní hodnotu. Nebo v důsledku některého z nových režimů letu.
CS-E 820	Zkouška chodu motoru při maximálním překročení kroutícího momentu, které má být schváleno. Lze prokázat v průběhu vytrvalostní zkoušky. Stav motoru po zkoušce musí vyhovovat pro pokračování v provozu.
CS-E 830	Zkouška chodu motoru při maximálním překročení otáček, které má být schváleno. Lze prokázat v průběhu vytrvalostní zkoušky. Stav motoru po zkoušce musí vyhovovat pro pokračování v provozu.

Tabulka 9: Metoda průkazu dotčených požadavků předpisu CS-E

2.2 Změna zástavby z letounů do rotorových letadel

Všeobecné certifikační požadavky na turbínový motor pro rotorová letadla se v zásadě neliší od požadavků na motor pro zástavby do letounů. Odlišnosti jsou v požadavku CS-E 50 na systém řízení motoru rotorových letadel, kde analýzou nebo zkouškou systému řízení se prokazuje, že systém je schopen ovládat tah způsobem potřebným k udržení otáček výkonové turbíny v rámci specifikovaných mezí. Požadavek CS-E 40, zas požaduje navíc stanovení jmenovitých výkonů pro vícemotorové stroje za předpokladu letu z jedním nefunkčním motorem, a to v rozmezí od 30 sekund OEI (One Engine Inoperative) letu po trvalý OEI výkon.

„30sekundový jmenovitý výkon OEI poskytuje krátkou dávku energie k dokončení vzletu nebo k provedení přerušeno vzletu, tak aby se rotorové letadlo mohlo vznést mimo jakoukoliv překážku v dráze vzletu a vystoupat nebo eventuálně přerušit vzlet, pokud by k poruše motoru došlo v kritickém bodě rozhodnutí. Obdobně tento jmenovitý výkon poskytuje dostatečný výkon pro letoun k provedení bezpečného přistání nebo přerušeno přistání, pokud motor selže v kterémkoliv okamžiku sestupu až po bod rozhodnutí o přistání včetně. 2minutový jmenovitý výkon OEI poskytuje další časový interval zvýšeného výkonu rotorového letounu k tomu, aby mohl dokončit výstup po vzletu nebo přerušeno přistání do bezpečné nadmořské výšky a rychlosti letu.“[23]

Posledním všeobecným požadavkem, který je odlišný je CS-E 60, který předepisuje použití přístrojů, které zaznamenávají vstup do definovaných úrovní výkonu. Zejména musejí být známy doby trvání výkonu pro jednotlivé režimy s OEI. Pilot musí být automaticky informován o tom, kdy dojde k vyčerpání povoleného času daného výkonu a pozemní personál musí mít prostředky ke zjištění, že došlo k použití těchto výkonů.

Další rozdíl najdeme v Hlavě D pro návrh a konstrukci turbínových motorů. CS-E 525 stanovuje, že pokud po vypnutí motoru za letu dochází k trvalému otáčení rotorových systému motoru, nesmí toto otáčení vést k nepříjemným účinkům, které jsou stanoveny v analýze bezpečnosti. V případě vícemotorového rotorového letadla může odpor spojky způsobovat trvalé otáčení, z toho důvodu jsou podmínky působící na motor při použití v letounech a helikoptérech odlišné.

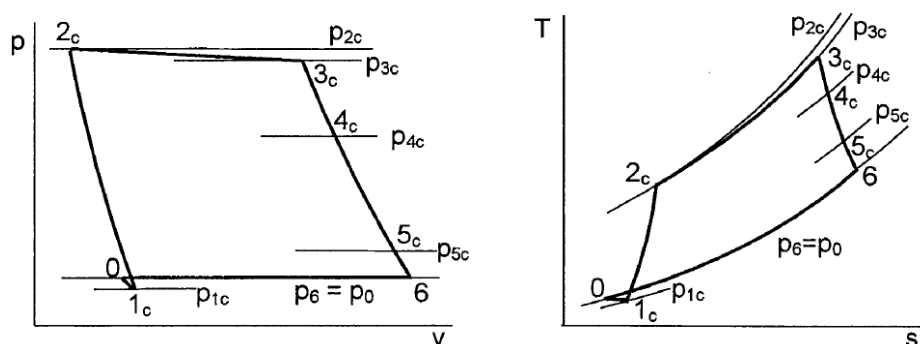
Ještě markantnější rozdíly ale najdeme u prokazování typu zkouškami. Motor musí být testován ve stejné poloze ve které je v helikoptéře zastavěn (viz CS-E 600), což v případě různých helikoptér může být svislé, horizontální (v případě stroje Bell 407) nebo i šikmé (u stroje MD 530 F) uložení. Vytrvalostní zkoušky mají jiné rozpisy časů i výkonů (viz CS-E 740) a jiné způsoby prokazování akcelerace a decelerace. Požadavek pozemního volnoběhu u letounů s TVM se mění na požadavek minimálního volnoběhu na zkušebně, při kterém je možné minimum odběru výkonu z motoru. Toto platí pro zkoušky spouštění při nízké teplotě (CS-E 770), vytrvalostní zkoušky (CS-E 740) a zkoušky akcelerace motoru (CS-E 745). Nově přibývá zkouška rotorové brzdy (CS-E 710), která je součástí každého transmisního systému vrtulníku a slouží k co nejrychlejšímu zabrzdění nosného rotoru, například z důvodů ochrany cestujících při vystupování či zabránění samovolnému otáčení rotoru vlivem silného větru. Rotorová brzda dále ovlivňuje i požadavky na zkoušky spouštění motoru, kdy se musí po tři minuty simulovat chod motoru se zabrzděným rotorem (viz CS-E 750). Zkouška pro nasátí deště a krup (CS-E 790) nově udává alternativní způsob průkazu použitím nasávání statického deště při pozemní zkoušce. Turbínové motory rotorového letadla nemusí mít rotující části, které by odstředivou silou odmršťovaly déšť nebo kroupy mimo motor. Rozdíl ve schopnosti odmršťovat déšť a kroupy v podmínkách statické zkoušky a v podmínkách za letu má u turbovrtulových motorů velký význam, zatímco u motorů rotorových letadel ne. Ve zkoušce nárazu a nasátí ptáka nebo hejna ptáků se mění požadovaná rychlost nárazu ptáka z 200 uzlů na maximální rychlost vrtulníku v ustáleném letu. Vrtulníky obecně nedosahují takových rychlostí jako letouny a málokterý z nich dokáže vyvinout rychlost 200 uzlů v ustáleném letu. Typ Bell 407, který byl vybrán pro zástavbu modifikovaného motoru H80 dosahuje maximální cestovní rychlosti 100 uzlů.[23]

3 Rozbor termodynamického cyklu motorů řady H80 a dostupného teplotního spádu pro volnou turbínu

3.1 Termodynamický cyklus

Termodynamický cyklus turbo-hřídelových i turbovrtulových motorů je dán Braytonovým tepelným oběhem, který je založen na oběhu ideálního plynu. Na rozdíl ale od oběhu ideálního plynu s bezztrátovým modelem ideálního plynu, zde jsou uvažovány ztráty při kompresi, spalování i expanzi. V průběhu izobarických dějů dochází k poklesu a zvýšení tlaku přívodem a odvodem tepla. Zatímco v průběhu izoentropických (stlačení a komprese) dějů dochází ke ztrátám vlivem účinností kompresoru a turbín. Takový tepelný cyklus je rozdělen do následujících stavů a stavových změn.

- 0-1 Stav vzduchu za vstupním ústrojím
- 1 Stav nasávaného vzduchu
- 1-2 Stlačení vzduchu v kompresoru
- 2 Stav vzduchu po stlačení v kompresoru
- 2-3 Hoření směsi paliva a vzduchu za stálého tlaku
- 3 Stav plynů za spalovací komorou
- 3-4 Expanze plynů na generátorové turbíně
- 4 Stav plynů mezi turbínami
- 4-5 Expanze plynů na volné turbíně
- 5 Stav plynů za volnou turbínou
- 5-6 Expanze plynů ve výstupní soustavě
- 6 Stav plynů za výstupní soustavou



Graf 7: Diagramy Braytonova cyklu s uvažovanými ztrátami [26]

Ideální tepelný oběh je tedy nahrazen oběhem reálným, kdy mezi stavy 1-2 nedochází k izoentropické kompresi, ale k polytropické s vlivem nevratných ztrát při stlačení vzduchu. Hodnoty stavových veličin na vstupu se přepočítávají na hodnoty 0 m MSA. U zastavěného motoru je tlak na vstupu snížen ztrátami vlivem zástavby. Výpočet je zadán stlačením na kompresoru π_K , poměrem ohřátí mezi vstupem a spalovací komorou τ a výstupní rychlostí spalin c_6 . [25]

$$p_1 = p_0 * \sigma_{vstup} \quad (3)$$

$$T_1 = T_0$$

$$\rho_1 = \rho_0$$

$$h = h_0$$

Motor H80 je vybaven dvěma axiálními a jedním radiálním stupněm kompresoru, a tak je výsledné stlačení na kompresoru dáno součinem stlačení na jednotlivých stupních. Tlak za kompresorem je vyjádřen díky zadanému tlakovému poměru vztahem.

$$p_{2c} = p_{1c} * \left(\frac{p_{2c}}{p_{1c}}\right) = p_{1c} * \pi_K \quad (4)$$

Rovnici účinnosti kompresoru můžeme vyjádřit ve tvaru, ze kterého zjistíme teplotu za kompresorem. Ze znalosti účinnosti kompresoru také zjistíme užitečnou práci kompresoru.[24]

$$\eta_k = \frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\frac{T_{2c}}{T_{1c}} - 1} \rightarrow T_{2c} = \left[\left(\frac{\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_k} \right) + 1 \right] * T_{1c} \quad (5)$$

$$W_{ek} = c_p * T_{1c} * \left(\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) * \frac{1}{\eta_k} \quad (6)$$

Teplota za spalovací komorou vychází z poměru ohřátí mezi vstupem do motoru a spalovací komorou.

$$T_{3c} = T_{1c} * \left(\frac{T_{3c}}{T_{1c}}\right) = T_{1c} * \tau \quad (7)$$

Ideální izobarický ohřev ve spalovací komoře je nahrazen za ztrátový ohřev. Nižší tlak ve spalovací komoře má za důsledek nižší entalpii na vstupu do turbíny a tím nižší dostupný teplotní spád a menší výkon turbíny. Za pomoci součinitele tlakových ztrát ve spalovací komoře zjistíme tlak za spalovací komorou.

$$p_{3c} = p_{2c} * \sigma_{SK} \quad (8)$$

Poissonova konstanta pro vzduch je definována jako podíl měrné tepelné kapacity vzduchu při konstantním tlaku a při konstantním objemu. V ideálním oběhu se počítá s konstantní hodnotou $\kappa = 1.4$ v celém oběhu. Zatímco v reálném oběhu není na turbíně už proudícím médiem jen samotný vzduch, ale také spaliny vzniklé spalováním paliva, je tedy potřeba pro výpočet od spalovací komory dále počítat s nižší hodnotou této konstanty.

Účinnost generátorové turbíny, která je definována jako poměr skutečné a ideální práce vykonané turbínou je dána vztahem.

$$\eta_{GT} = \frac{Q_{vzduch} * c_p * (T_{3c} - T_{4c})}{Q_{vzduch} * c_p * (T_{3c} - T_{4_izoentropická})} \quad (9)$$

Hodnoty stavových veličin po expanzi na generátorové turbíně se z rovností výkonů zjistí dle následujících vztahů. Pro zjednodušení se poměr měrné tepelné kapacity vzduchu ku měrné tepelné kapacitě plynu uvažuje rovný jedné. Stejně je tomu tak u poměru hmotnostního toku vzduchu a plynu.[25]

$$p_{4c} = p_{3c} * \left[1 - \left(1 - \frac{T_{4c}}{T_{3c}} \right) * \frac{1}{\eta_{GT}} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (10)$$

$$T_{4c} = T_{3c} - \frac{c_{p_vzduch}}{c_{p_plyn} * \eta_m} (T_{2c} - T_{1c}) * \frac{Q_{vzduch}}{Q_{plyn}} \quad (11)$$

Práce generátorové turbíny je poté při předpokladu rovnovážného chodu motoru, kdy výkon turbíny pohánějící kompresor se rovná výkonu kompresoru, rovna užitečné práci kompresoru.[26]

$$W_{etGT} = c_p * (T_{3c} - T_{4c}) = W_{ek} \quad (12)$$

Hodnoty stavových veličin za volnou turbínou lze zjistit ze zvolené rychlosti vystupujících plynů c_6 , účinnosti volné turbíny η_{VT} a z izoentropické teploty plynů na výstupu z motoru $T_{6_izoentropická}$.

$$T_{5_izoentropická} = T_{6_izoentropická} + \frac{c_6^2}{(2 * c_p)} \quad (13)$$

$$T_{5c} = T_{4c} - (T_{4c} - T_{5_izoentropická}) * \eta_{VT} \quad (14)$$

Práce volné turbíny využitá pro pohon výstupního hřídele poté závisí na teplotním spádu na volné turbíně a na měrné tepelné kapacitě proudících plynů. Expanzní práce na volné turbíně je tedy úměrná rozdílu teplot mezi teplotou mezi turbínami a teplotou po expanzi na volné turbíně.

$$W_{etVT} = c_p * (T_4 - T_5) \quad (15)$$

Poslední stavovou změnou v cyklu turbobrtulových motorů je expanze ve výstupní soustavě. Uvažuje se dokonalá expanze v trysce na hodnotu atmosférického tlaku $p_{5c} = p_{6c} = p_0$. Teplota za výstupní soustavou se určí ze vztahu pro izoentropickou expanzi.[26]

$$T_{6_izoentropická} = T_{4c} * \left(\frac{p_0}{p_{4c}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (16)$$

3.2 Teplotní spád turbínách

3.2.1 Vstupní hodnoty motoru řady H80

Následující kapitola je věnována rozboru teplotního spádu na turbínách motorů řady H80. V tabulce jsou uvedeny návrhové parametry motoru pro jeden zvolený režim letu. Parametry byly zvoleny z veřejně dostupných zdrojů z důvodu ochrany duševního vlastnictví společnosti GEAC.

Motor		H80	
Hmotnostní tok motorem	Q_{vzduch}	3.60	[kg/s]
Tlakový poměr v kompresoru	π_K	6.70	[-]
Účinnost kompresoru	η_k	0.82	[-]
Účinnost generátorové turbíny	η_{GT}	0.88	[-]
Účinnost volné turbíny	η_{VT}	0.88	[-]
Mechanická účinnost	η_m	1.00	[-]
Účinnost reduktoru	$\eta_{reduktor}$	0.98	[-]
Měrná tepelná kapacita vzduchu	c_p	1004.5	[J/(kg*K)]
Teplota mezi turbínami pro námi zvolený režim	T_{4c_H80}	750	[°C]

Tabulka 10: Parametry motoru řady H80 pro jeden zvolený režim

Pro zjednodušení jsou uvažovány ideální hodnoty Poissonovy konstanty $\kappa = 1.4$ v celém oběhu motoru. Hmotnostní tok plynů je taktéž uvažovaný jako hmotnostní tok vzduchu Q_{vzduch} a nejsou tak brány v potaz spaliny za spalovací komorou.

3.2.2 Teplotní spád na turbínách

Motory řady H80, ať už s jednočinnou nebo dvojčinnou vrtulí, mají stejný kompresor, turbíny, spalovací komoru i výstupní systém a mají i stejné termodynamické charakteristiky pro jeden výpočtový režim. Dostáváme tak konstantní hodnotu efektivní práce kompresoru pro jeden režim letu.

Stlačení na kompresoru π_K a účinnost kompresoru η_{komp} jsou funkcí konstantních atmosférických podmínek a konstantních fyzikálních vlastností vzduchu. Jsou ale také funkcí hmotnostního průtoku a otáček kompresoru, které jsou pro jeden výpočtový režim také konstantní.[24]

$$W_{ek} = c_p * T_{1c} * \left(\pi_K^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1\right) * \frac{1}{\eta_k} \quad (17)$$

$$W_{ek} = 1004.5 * 288.15 * \left(6.7^{\frac{1.4-1}{1.4}} - 1\right) * \frac{1}{0.82} = 254\,837.788 \text{ J/kg}$$

Práce turbíny pohánějící kompresor se v rovnovážném chodu motoru rovná práci kompresoru. Práce turbíny W_{etGT} je tedy rovna W_{ek} tak aby byl zajištěn rovnovážný chod motoru.

$$W_{etGT} = c_p * (T_{3c} - T_{4c}) = \mathbf{254\ 837.788\ J/kg}$$

Z této rovnice můžeme vyjádřit teplotu na vstupu do generátorové turbíny T_{3c} jako neznámou. Pomocí zvolené maximální povolené teploty mezi turbínami T_{4c} , která je totožná s tou v typovém certifikátu motoru, můžeme dopočítat teplotu T_{3c} .

$$T_{4c_{H80}} = 750\ ^\circ C = \mathbf{1033.150\ K}$$

$$T_{3c_{H80}} = \frac{W_{etGT} + (c_p * T_{4c})}{c_p} = \frac{254\ 837.788 + (1004.5 * 1033.15)}{1004.5} = \mathbf{1\ 286.846\ K}$$

Vrtulový výkon předávaný turbínou na vrtulový hřídel je dán vztahem. Účinnost reduktoru je zvolena 98 % a mechanické ztráty jsou zanedbány $\eta_m = 1$.

$$P_v = Q_{vzduchu} * C_p * (T_{4c} - T_{5c}) * \eta_m * \eta_{reduktor} \quad (18)$$

Jedinou neznámou je teplota T_{5c} , kterou vyjádříme z rovnice vrtulového výkonu. Hodnota vrtulového výkonu byla stejně jako teplota mezi turbínami odečtena pro jeden režim letu z typového certifikátu motoru.

$$P_{v_{H80}} = \mathbf{597\ kW}$$

$$T_{5c_{H80}} = T_{4c_{H80}} - \left(\frac{P_{v_{H80}}}{Q_{vzduch} * C_p * \eta_m * \eta_{reduktor}} \right) = \mathbf{864.690\ K}$$

Teplotní spády na volné turbíně a na generátorové turbíně jsou pro námi zvolený režim letu následující.

$$\Delta T_{3_{H80}} = (1\ 306.846 - 1\ 053.15) = \mathbf{253.696\ K}$$

$$\Delta T_{4c_{H80}} = (1\ 033.15 - 864.690) = \mathbf{168.460\ K}$$

3.2.3 Přepočítání pro rotorová letadla

Nezanedbatelná část práce oběhu motoru H80 je vynaložena na expanzi ve výstupní soustavě. Běžné rozdělení práce oběhu u turbovrtulových motorů je přibližně v poměru 95 % pro pohon vrtule ku 5 % na práci výstupních plynů, což odpovídá zhruba rychlosti plynů 150 m/s a díky tomu TVM profitují z přídatného tahu od proudu spalin. Na rozdíl od toho u vrtulníkových motorů by kinetická energie proudu spalin nebyla vhodně využitelná. Jedinou výjimku tvoří využití přídatného proudu spalin pro vyrovnávání kroutícího momentu od hlavního rotoru ve vrtulnicích s koncepcí bez vyrovnávacího rotoru NOTAR.[27]

Nízká rychlost plynů na výstupu z turbo-hřídelového motoru (běžně 50–70 m/s) tedy znamená i malý vyvozený tah vystupujícími plyny. Z toho plyne, že větší podíl z celkové práce oběhu se spotřebuje na expanzi plynů na turbíně pohánějící rotor u THM než u TVM. Tím i výkon předávaný na výstupní hřídel TH motoru P_v , je větší.[26]

Rovnici zákona zachování energie můžeme vyjádřit do tvaru pro výpočet rychlosti. V tomto případě, kdy známe rychlost za volnou turbínou z kapitoly (3.2.2), můžeme tuto rovnici využít pro výpočet teploty za výstupní soustavou při zvolené rychlosti vystupujících plynů.

$$T_{5c} = T_{6izoentropická} + \left(\frac{c_6^2}{2 * c_p} \right) \quad (19)$$

Pro výše zmíněnou rychlost plynů 150 m/s, která je standartní rychlostí výstupních plynů pro letouny, byla spočtena teplota T_{6c} .

$$T_{6izoentropická_{H80}} = T_{5c_{H80}} - \left(\frac{c_{6_{H80}}^2}{2 * c_p} \right) = 864.690 - \left(\frac{150^2}{2 * 1004.5} \right) = \mathbf{853.490 \text{ K}}$$

To je pro tento výpočtový režim limitní teplota výstupních plynů. V konfiguraci výstupního systému pro rotorová letadla s výstupním kanálem ve tvaru difuzoru byla zvolena rychlost spalin 50 m/s. Díky těmto hodnotám lze získat teplotu za volnou turbínou pro vrtulníkovou konfiguraci.

$$T_{5c_{vrtulník}} = T_{6izoentropická_{H80}} + \left(\frac{c_{6_{vrtulník}}^2}{2 * c_p} \right) = 853.49 + \left(\frac{50^2}{2 * 1004.5} \right) = \mathbf{854.735 \text{ K}}$$

Odečtením výsledné hodnoty od teploty za volnou turbínou původního motoru H80 dostáváme rezervní teplotní spád, který může být využit pro výkon na rotorovém hřídeli.

$$T_{5c_{rezervní}} = T_{5c_{H80}} - T_{5c_{vrtulník}} = 864.690 - 854.735 = \mathbf{9.955 \text{ K}}$$

Zvýší se tak teplotní spád na volné turbíně, který využijeme na výpočet vrtulového výkonu.

$$\Delta T_{4c_{H80}/vrtulník} = (T_{4c_{H80}} - T_{5c_{vrtulník}}) = (1033.15 - 854.735) = \mathbf{178.415 \text{ K}}$$

$$P_{v_{vrtulník}} = Q_{vzduchu} * c_p * (\Delta T_{4c_{H80}/vrtulník}) * \eta_m * \eta_{reduktor}$$

$$P_{v_{vrtulník}} = 3.6 * 1004.5 * (178.415) * 1 * 0.98 = \mathbf{632.280 \text{ kW}}$$

Využitím difuzoru a snížením kinetické energie spalin lze dosáhnout zvýšení výkonu motoru H80 o více než 35 kW.

$$\Delta P_v = P_{v_{vrtulník}} - P_{v_{H80}} = 632.280 - 597 = \mathbf{35.28 \text{ kW}}$$

Při zjednodušení, kdy výkon turbíny pohánějící kompresor = výkon kompresoru dostáváme vztah, ze kterého je zřejmé, že práce oběhu je rozdělena mezi práci turbíny pohánějící hřídel vrtule a kinetickou energii vystupujících plynů.[26]

$$W_0 = W_{et_VT} + \left(\frac{c_6^2 - c_0^2}{2} \right) \quad (20)$$

Práce oběhu je tedy rozdělena v poměrech. ($c_0^2 = 0$)

$$W_{et_VT} = 98.15 \% W_0 \quad \rightarrow \quad \frac{c_6^2}{2} = 1.85 \% W_0$$

$$W_{et_VT} = 99.791 \% W_0 \quad \rightarrow \quad \frac{c_6^2 - c_0^2}{2} = 0.209 \% W_0$$

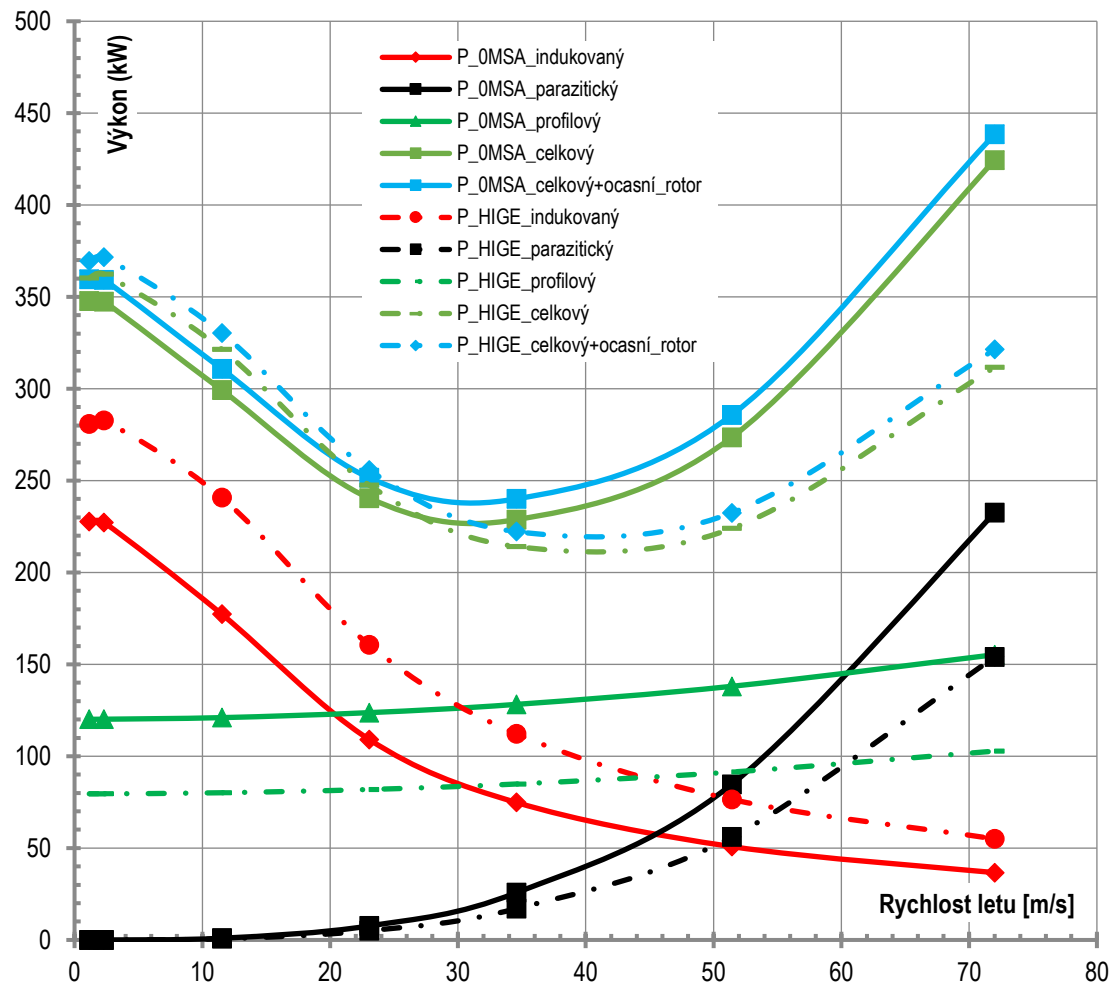
3.3 Specifické výkony pro vrtulníky

Při návrhu motoru pro vrtulníkové aplikace je také třeba brát ohled na to, pro jaké mise je stroj určen a podle toho optimalizovat motor. Bez této úvahy může vést provozování vrtulníku s motorem optimalizovaným pro jiné mise k fatálním následkům, jelikož potřebné výkony se výrazně mění nejen s nadmořskou výškou a teplotou, ale také v závislosti na dopředné rychlosti letu. Důležitými body návrhu jsou HOGE (nejvyšší nadmořská výška, ve které může vrtulník kolmo vzlétnout) a HIGE (nejvyšší nadmořská výška, ve které může vrtulník přejít do visení ve vzduchu). Jelikož právě největší výhodou vrtulníků je schopnost viset ve vzduchu, jsou tyto parametry důležitější, než maximální dostup v dopředném letu. Celkový potřebný výkon vrtulníku lze poté dělit na následující výkony.[27][29]

- Profilový výkon hlavního rotoru
- Parazitický výkon hlavního rotoru
- Indukovaný výkon hlavního rotoru
- Profilový výkon vyrovnávacího rotoru
- Indukovaný výkon vyrovnávacího rotoru

Indukovaný výkon je takový výkon, který je potřeba pro vytvoření dostatečného vztlaku a jako takový je největší ve visení (hover) ve vzduchu a s dopřednou rychlostí výrazně klesá. Profilový výkon roste s dopřednou rychlostí, jelikož je potřebný k překonání aerodynamického odporu hlavního rotoru. Pro rychlosti, kterými se vrtulníky pohybují je ale nárůst pozvolný. Parazitický výkon je potřebný výkon pro překonání parazitického odporu konstrukce. Jako takový roste se zvyšující se dopřednou rychlostí. Výkony potřebné pro vyrovnávací rotor jsou ve srovnání s těmi pro hlavní rotor mnohonásobně menší. Parazitický je nulový, jelikož parazitický odpor konstrukce je překonán hlavním nosným rotorem. Indukovaný je zanedbatelný, jelikož vyrovnávací rotor produkuje jen velmi malé hodnoty tahu. Profilový roste s dopřednou rychlostí, ale vzhledem k malému odporu vyrovnávacího rotoru jsou jeho potřebné hodnoty pro vrtulníky typu Bell 407 v řádech jednotek, maximálně několika desítek kW. Výsledný celkový potřebný výkon vrtulníku v dané výšce a při dané hmotnosti je dán součtem všech výše uvedených výkonů.

V následujícím grafu jsou vyneseny jednotlivé výkony, které přibližně odpovídají vrtulníku Bell 407 s maximální vzletovou hmotností 2 268 kg (neuvažuje se maximální vzletová hmotnost s venkovním zatížením). Plné čáry označují hodnoty vypočtené pro 0 m MSA. Čerchované poté označují hodnoty potřebných výkonů v maximální výšce, ve které je vrtulník schopen přejít do visení ve vzduchu (HIGE = 4130 m). Hodnoty odpovídají letu, kdy vztlak je roven tíze vrtulníku.



Graf 8: Potřebné výkony vrtulníku Bell 407

S výjimkou letu maximální rychlostí v nulové výšce, čím pomaleji vrtulník letí, tím potřebuje větší výkon pro udržení se ve vzduchu. Viseň ve vzduchu je tedy kritický případ pomalého letu, při kterém je potřeba dostatečná kapacita paliva a výkon motorů. To na druhou stranu ovlivňuje schopnost nést užitečný náklad a dolet vrtulníku. Vrtulníky pro vojenské a záchranářské účely, které často potřebují dlouho viset ve vzduchu potřebují nést velká užitečná zatížení a mít velký výkon vyrovnávacího rotoru, který zajišťuje vysokou manévrovatelnost. To ovšem vede k dalšímu zvýšení hmotnosti a ke zvýšeným operačním nákladům, což jsou ukazatele, které naopak neocení komerční provozovatelé.[29]

Z výše uvedeného vyplývá, že požadavky na výkony jsou rozdílné v závislosti na dopředné rychlosti letu, která se řídí profilem mise. Vrtulník Bell 407 je nejčastěji používán pro komerční létání, a proto se u něj neočekávají mise s dlouhými visenými ve vzduchu. Spíše se dá očekávat ekonomický let s minimální spotřebou paliva.

4 Koncepční návrh reduktoru a jeho připojení ke stávajícímu motoru H80

4.1 Současný stav

V této výkonnostní kategorii motorů se nejčastěji redukuje otáčky volné turbíny na hodnoty přibližně 6000 ot/min pomocí reduktoru, který je součástí motoru. Motor M250-47 B, který je pro účely této diplomové práce pro zástavbu do vrtulníku Bell 407 nahrazen za motor H80, je vybaven dvoustupňovou převodovkou s čelním soukolím. Výsledná redukce otáček na rychlost otáčení hlavního nosného rotoru je poté provedena hlavním reduktorem, který není součástí motoru ale vrtulníkové zástavby. Hlavní reduktor bývá nejčastěji jedno nebo dvoustupňová planetová převodovka.



Obrázek 18: Boční pohled na stroj Bell 407 [17]

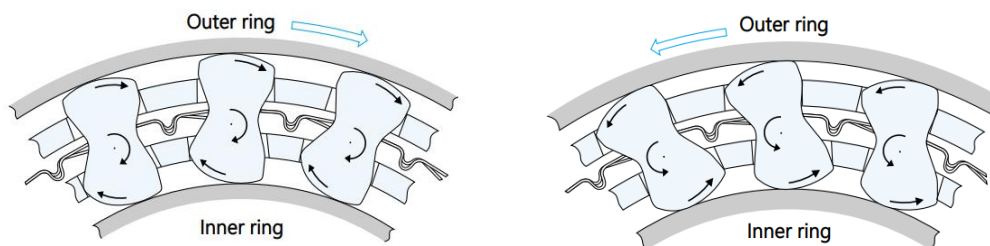
Motor je umístěn horizontálně za hlavním reduktorem a nad trupem. Uchycení integrovaného reduktoru na motoru M250-47 B je řešeno pomocí přední a zadní příruby mezi skříní kompresoru a výstupní systém. Tato integrovaná převodovka má hlavní a pomocný náhon na stejném hřídeli. K zadnímu náhonu je připojen hřídel, který přes koncový reduktor, pohání vyrovnávací rotor. Koncový reduktor mění úhel osy o 90° a redukuje otáčky v poměru 2.53:1 na 2 497 ot/min. Vložený reduktor v tomto případě není nutný, jelikož ocasní rotor je ve stejné rovině jako hřídel vedoucí k němu a není tedy nutné měnit úhel osy převodu v ocasní části.

Maximální teoretický výkon motoru M250-47 B na trvalém režimu je 701 SHP. Toto číslo by se objevilo při maximálním průtoku paliva a maximální povolené teplotě spalování pro trvalý režim za podmínek 0 m MSA. Pokud by motor pracoval na tomto výkonu, při vysokých zatíženích vrtulníku by mohlo snadno dojít k překročení maximální teploty a ke spálení oběžných lopatek na generátorové turbíně, které jsou nejvíce kritickou součástí motoru z hlediska tepelného namáhání. Aby k tomu nedošlo a byl tak zajištěn rezervní výkon pro provoz ve vysoké nadmořské výšce a při zvýšených teplotách, byl trvalý výkon na výstupním hřídeli snížen přes palivovou řídicí jednotku na 600 SHP v podmínkách 0 m MSA. Regulátor paliva je spolu s ostatními motorovými a drakovými přístroji uchycen na společné skříně převodovky a pohonů. Avšak systémy skříně pohonů jsou poháněny generátorovou turbínou. Kromě přístrojů je skříně také vybavena čerpadly a dalším příslušenstvím olejového systému motoru. Olejová nádrž není integrální a je připojena svrchu na skříně převodovky.

Jelikož se jedná o turbovrtulový motor s volnou turbínou není třeba použít odstředivě spojky pro odlehčení motoru při jeho spouštění. Při použití volné turbíny není hlavní rotor pevně spojený s kompresorem motoru a tím kompresor není spojený ani s převodovkou. Při startování se tak nemusí bránit roztáčení hlavního rotoru, které odebírá velký výkon. V případě motoru bez volné turbíny toto musí zajistit právě odstředivá spojka.

Co ovšem musí být součástí každého vrtulníkového motoru nehledě na jeho koncepci je ve srovnání s TVM volnoběžná spojka. Ta je připojena k výstupnímu hřídeli převodovky. Volnoběžná spojka slouží k přenosu kroutícího momentu z motoru na hlavní reduktor, ale už ne naopak. V případě selhání motoru je vrtulník řízen pomocí autorotace a pokud by reduktor zpětně roztáčel motor docházelo by tím k brzdění nosného rotoru. Tato spojka je vždy ovládána automaticky.[28]

Na stroji Bell 407 byla použita Borg-Warner volnoběžná spojka. Tato spojka je tvořena vnějším a vnitřním kroužkem, mezi kterými jsou tělíska, která při otáčení se vnitřního kroužku (od motoru), zajistí přenos kroutícího momentu. Zatímco při autorotaci, kdy vnitřní kroužek stojí a vnější kroužek se otáčí opačným směrem (od rotoru), se kroutící moment přenášet nebude.

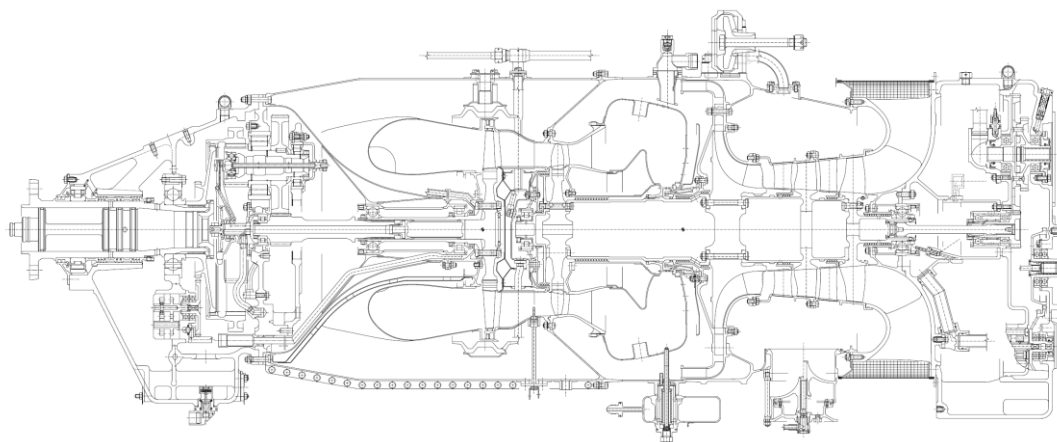


Obrázek 19: Vlevo: Kroutící moment se přenáší; Vpravo: Kroutící moment se nepřenáší

Měření kroutícího momentu na výstupním hřídeli je součástí všech TVM i THM. Aby se zamezilo případným poruchám transmisního systému je třeba měřit také kroutící moment na výstupu z volné turbíny motoru.

4.2 Koncepce

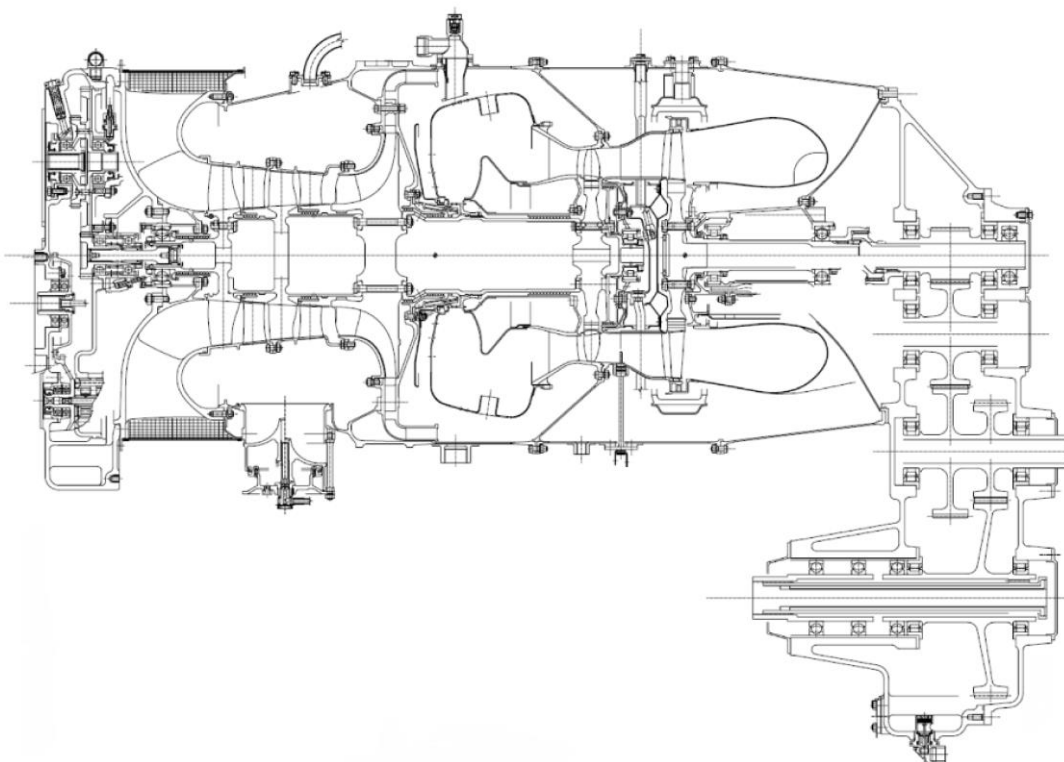
V této podkapitole byla z několika možností zvolena koncepce nového reduktoru. Byla uvažována čtyři možná uspořádání převodovky v závislosti na zástavbě do stroje Bell 407. V tomto vrtulníku je motor umístěn horizontálně (Obrázek 18: Boční pohled na stroj Bell 407 [17]) za hlavním reduktorem nad kabinou. Pro porovnání je přiložen současný model motoru H80.



Obrázek 20: Současné uspořádání motoru H80 s pseudo-planetovým reduktorem

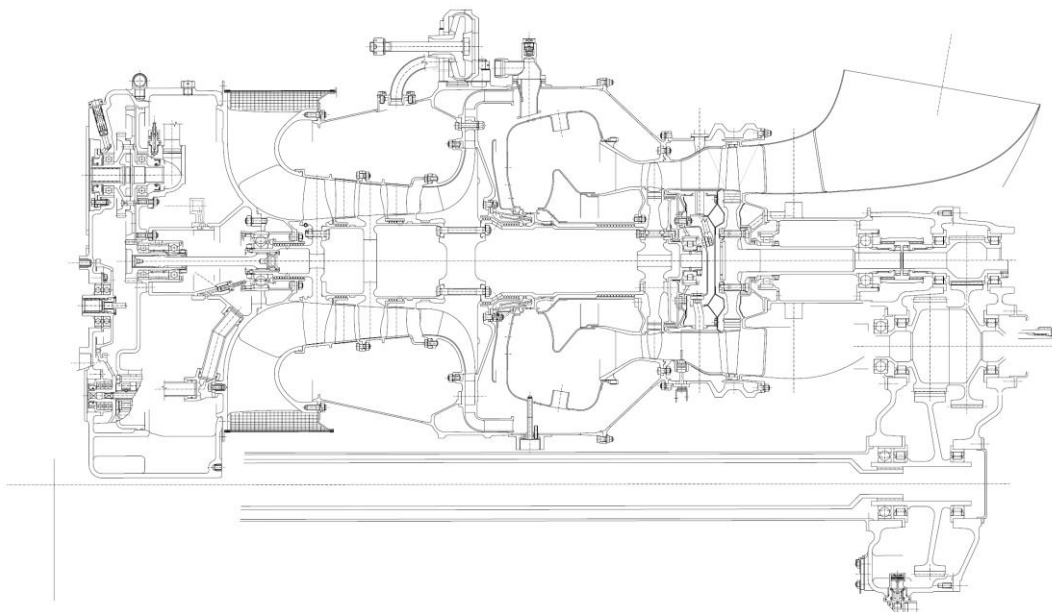
4.2.1 Koncepce a uspořádání převodovky

1. Zástavba proti směru letu (skříní pohonů k hlavnímu rotoru). Uspořádání převodovky je se třemi páry čelních kol s náhonem dopředu (ve směru letu) pro připojení hřídele hlavního reduktoru. Tento výstupní hřídel je za třetím převodovým stupněm a mění tak smysl otáčení volné turbíny. Náhon ocasního rotoru je řešen směrem dozadu za druhým stupněm převodovky. Z důvodu malého vyosení pro zástavbu do stroje Bell 407 by musel přibýt vložený reduktor v ocasní části vrtulníku. Díky tomu by nebylo potřeba koncového reduktoru v ocasu vrtulníku, jelikož potřebných otáček může být dosaženo už ve vloženém. Pouze by se musel změnit úhel osy vedení o 90° . Vzhledem k tomu, že původní motor Rolls Royce má stejný smysl otáčení volné turbíny jako H80, tak navýšení převodových stupňů o jeden by změnilo smysl otáčení výstupního hřídele a tím by nutně muselo dojít ke změně hlavního reduktoru vrtulníku.



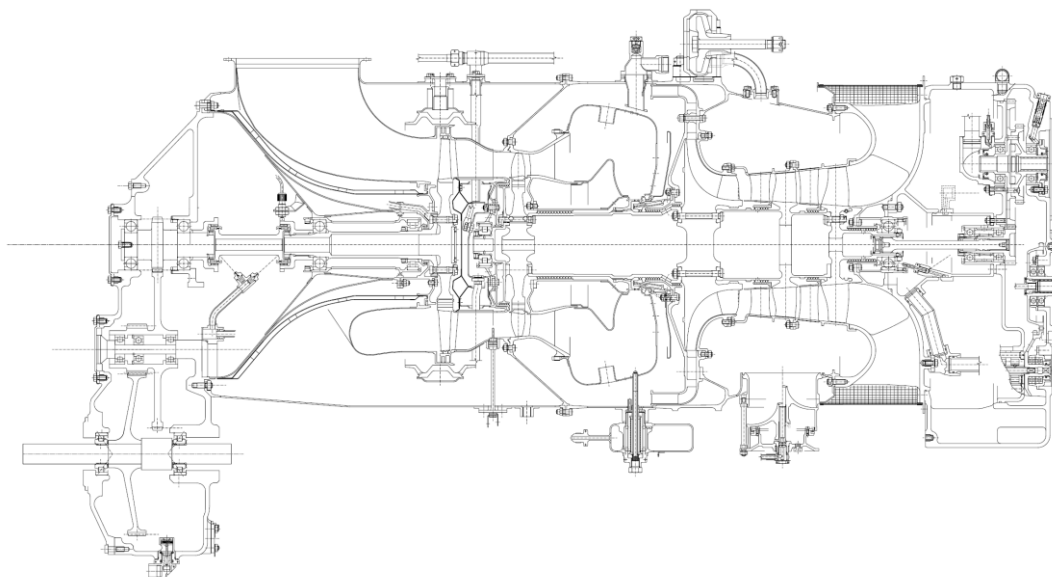
Obrázek 21: Koncepce s třemi převodovými stupni zastavěná proti směru letu

2. Uspořádání reduktoru s dvěma páry čelních kol. Zástavba je řešena proti směru letu. Výstupní hřídel je připojen na torzní hřídel k hlavnímu reduktoru. Náhon ocasního rotoru je řešen směrem dozadu za prvním převodovým stupněm. Při použití tohoto řešení by výstupní otáčky z prvního stupně dosahovaly vyšších hodnot, nežli je potřeba pro vyrovnávací rotor. Náhon koncového reduktoru za prvním stupněm převodovky mění smysl otáčení volné turbíny. Přibyl by vložený reduktor, který by měnil úhel osy vedení, a to kvůli nedostatečnému vyosení od centrální osy motoru. Buď vložený nebo koncový reduktor by musel měnit smysl otáčení hřídele, což by vedlo k navýšení převodových stupňů o jeden. Pokud by se zvolil vhodný převodový poměr pro vložený reduktor, mohl by se ponechat současný koncový reduktor vrtulníku, který redukuje otáčky v poměru 2.53:1.



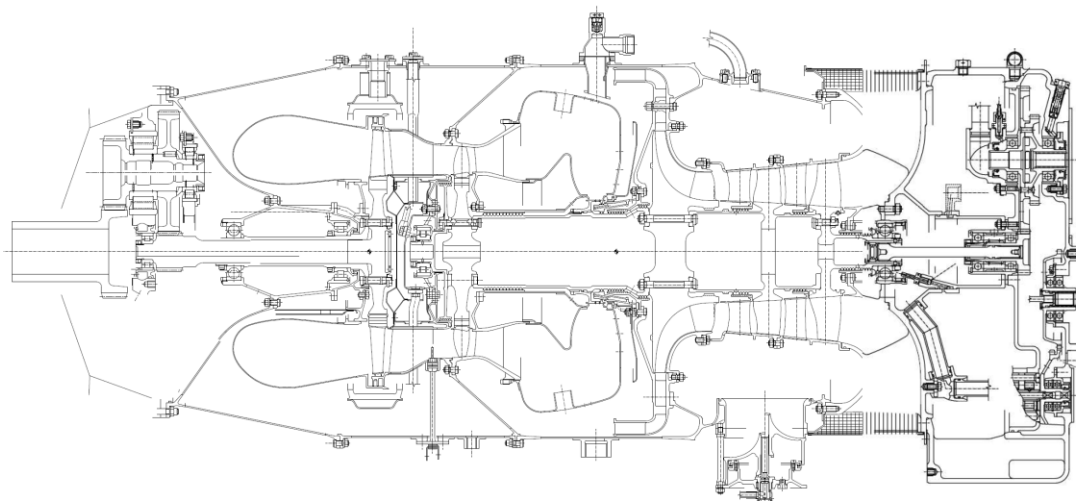
Obrázek 22: Uspořádání se zástavbou motoru proti směru letu a s možnou úpravou výstupního systému spalín z motoru do tvaru difuzoru.

3. Taktéž uspořádání reduktoru s dvěma páry čelních kol se šikmým ozubením. Zástavba je řešena po směru letu. Výstupní hřídel pohání vpředu hlavní reduktor a vzadu má náhon pro připojení vyrovnávacího ocasního rotoru. Podobný systém je na motoru M250-47B a pokud by se zvolil optimální převodový poměr, mohly by hlavní i koncový reduktor zůstat stejné. Výraznou změnou by musel projít výstupní systém, který je třeba odklonit od hlavního rotoru a nahradit ho výfukovými koleny ve tvaru difuzoru, jak bylo navrženo v 3.2.3.



Obrázek 23: Koncepce zastavěná po směru letu dvěma páry čelních kol, neměící smysl otáčení volné turbíny

4. Toto je uspořádání pro zástavbu také po směru letu. Převodovka je planetová, čímž se ušetří hmotnost a rozměry. Motor s takto nevynosenou převodovkou by ovšem nešel snadno zastavit do vrtulníku Bell 407.

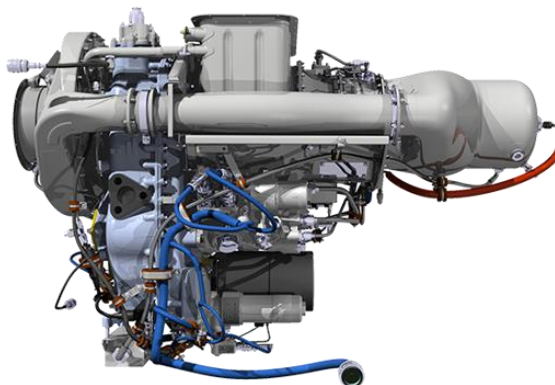


Obrázek 24: Koncept motoru řady H80 s planetovou převodovkou pro zástavby do rotorových letadel

4.3 Návrh

Byla zvolena koncepce (č.3). Původní pseudo-planetová převodovka motoru H80 byla nahrazena za dvoustupňovou převodovku s čelním ozubením se šikmými zuby. Takovéto uspořádání bylo zvoleno z důvodu jednoduchosti (o jeden převodový stupeň méně než koncepce č.1) a také z důvodu co nejmenších zásahů do ostatních systémů vrtulníku. Podobné uspořádání bylo i na motoru M250-47B a proto může zůstat stejný systém pohonu hlavního i ocasního rotoru (koncepce č. 2 a č.4 mají jiné vyosení výstupních hřídelů oproti motoru M250-47B).

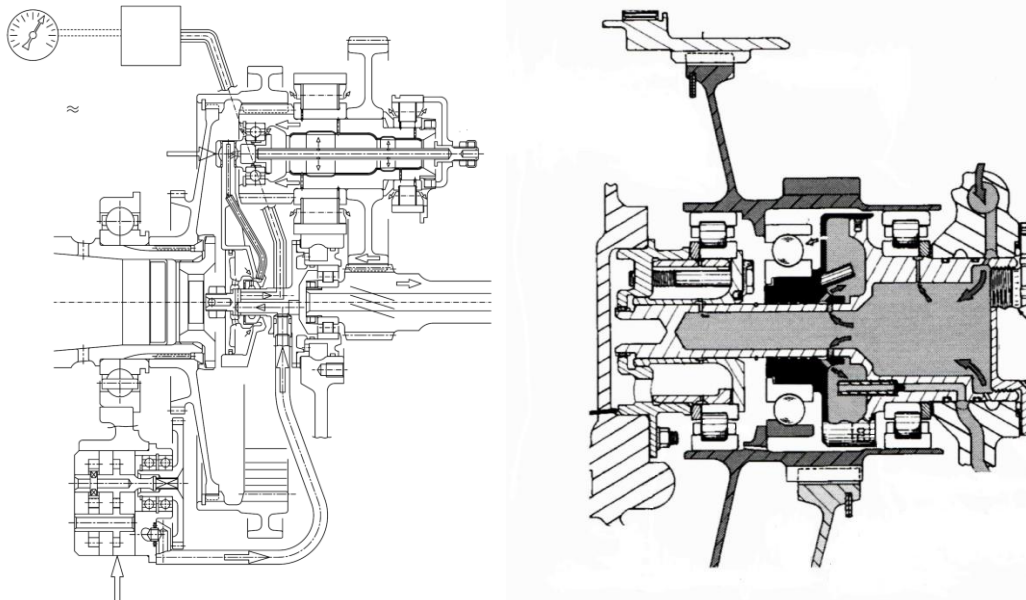
Uchycení integrovaného reduktoru na motoru M250-47 B je řešeno pomocí přední a zadní příruby mezi skříň kompresoru a výstupní systém. Toto uspořádání u motoru H80 nebylo možné, jelikož oba motory mají jiné uspořádání hlavních částí motoru. Typ M250-47 B má přívod vzduchu do kompresoru a kompresor samotný instalovaný na předním konci motoru, zatímco typ H80 má kompresor a nasávání v zadní části motoru. Proto je připojení nového reduktoru na H80 řešeno stejně jako u stávajícího reduktoru, a to připojením z pravé strany na skříň výstupního systému motoru. Tento reduktor je vychýlený tak, že osa výstupního hřídele z reduktoru je pod osou hnacího hřídele vystupujícího z volné turbíny. Díky znalosti rozměrů původního motoru bylo odměřeno přibližné potřebné vyosení reduktoru, podle kterého byly stanoveny osové vzdálenosti mezi hřídeli.



Obrázek 25: Motor M250-47B [30]

Obě osy také leží ve stejné rovině, která ve svislém směru dělí motor na dvě symetrické poloviny. Nový reduktor bude mít z výstupního hřídele náhon jak pro připojení hlavního reduktoru vrtulníku, tak pro připojení koncového reduktoru. K zadnímu náhonu je připojen hřídel, který přes koncový reduktor pohání vyrovnávací rotor. Z nové skříně reduktorů také odpadnou přístroje pro řízení vrtulové jednotky, které už nejsou potřebné. Jde o omezovač otáček vrtule, vrtulový regulátor a v případě zástaveb do vícemotorových strojů také elektro-hydraulický aktuátor.

Měření kroutícího momentu je v tomto zajištěno pomocí hydro-mechanického systému na ozubeném kole, které je součástí prvního stupně redukce otáček. Tento typ používá olejový systém motoru jako zdroj tlakového oleje pro měření kroutícího momentu. Úhel šikmého ozubení obou stupňů převodovky zajišťuje dopřednou axiální sílu na hřídel ozubeného kola otáčkoměru. Kuličkové ložisko přenáší axiální sílu z rotujícího ozubeného kola otáčkoměru do neotočného pístu. Tento píst je axiálně nepojištěný a posouvá se po nosném hřídeli, kde slouží jako ventil s proměnou polohou. Čím větší axiální síla, tím více se otevře otvor a olej proudí z nosného hřídele do olejové komory tvořené pístem a přírubou nosného hřídele. Výstupní otvory pístu jsou ale konstantní, a tak tlak uvnitř olejové komory je přímo úměrný kroutícímu momentu. Původní systém měření kroutícího momentu (na obrázku vlevo) je nahrazen novým systémem (na obrázku vpravo), pracujícím na výše popsaném principu.[44]



Obrázek 26: Vlevo: systém měření kroutícího momentu motorů řady M601; Vpravo: navrhovaný systém měření kroutícího momentu pro vrtulníkovou verzi motoru H80

4.3.1 Systém mazání a chlazení

Zvolená varianta počítá s malým množstvím oleje uvnitř převodové skříně, který je rozváděn do prostoru obou soukolí, kde je vstřikován do záběru zubů a do ložisek. Olej je rozváděn pomocí olejového čerpadla umístěného ve skříně pohonů připojené za zadní motorovou přepážkou a nasáváním vzduchu do kompresoru. Ložiska jsou taktéž mazána pomocí systému trysek. Změny na olejovém systému jsou podrobně rozebrány v kapitole 6.

4.3.2 Hmotnost

Hmotnost současné pseudo-planetové převodovky motoru H80 je 38 kg. V koncepčním návrhu je velice obtížné přesně definovat hmotnost převodovky. Ta je ve finálním návrhu pozitivně ovlivněna odlehčením kol. Negativně se do hmotnosti promítnou uvažovaná skříně

reduktoru, náhony motorových přístrojů, čerpadla olejového systému a další součásti, které v tomto prvotním návrhu nejsou uvažovány. Z důvodu nejlehčího možného řešení byla jako materiál soukolí zvolena nitridovaná ocel, která svými vlastnostmi vede k nejmenší šířce ozubených kol a tím i nejmenší hmotnosti. Pro prvotní přiblížení se uvažuje stejná hmotnost, jakou má současný reduktor motoru H80.

4.3.3 Vstupní hodnoty

V následující tabulce byly porovnány parametry motoru M250-47 B s návrhovými parametry zvolenými pro motor H80 s novým reduktorem.

Typ	M250-47 B	H80	X
Maximální dostupný trvalý výkon	701	X	[SHP]
Výkon na hřídeli	600	800	[SHP]
Otáčky generátoru plynů	51 000	36 660	[ot/min]
Otáčky volné turbíny	32 183	31 023	[ot/min]
Návrhové otáčky výstupního hřídele	6 317	6 317	[ot/min]
Návrhový převodový poměr	5.09	4.91	[-]
Výška motoru	640	650	[mm]
Převodový poměr hlavního reduktoru (413 ot/min)	15.29	15.29	[-]
Vyosení reduktoru	500	500	[mm]

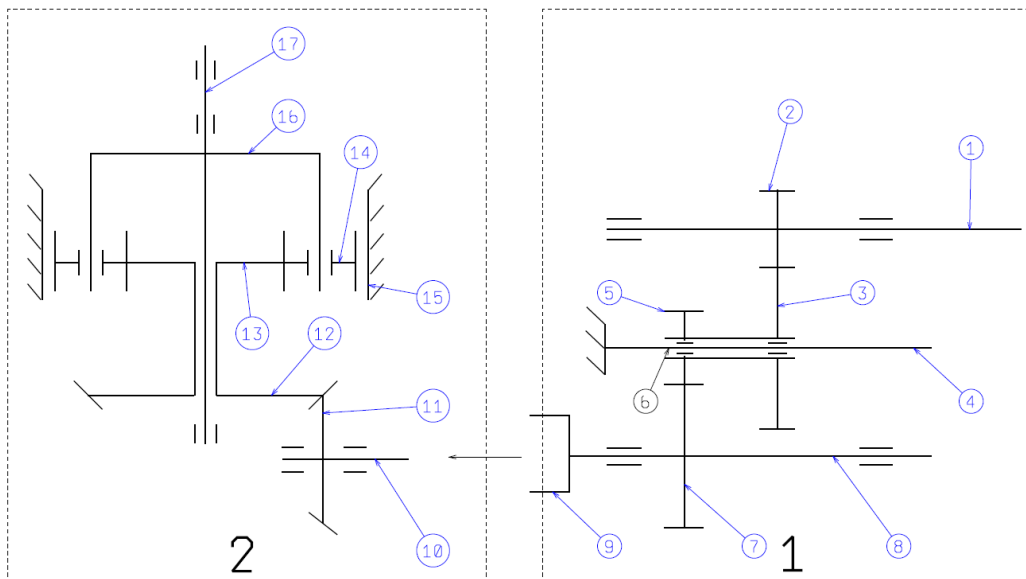
Tabulka 11: Srovnání parametrů potřebných pro návrh nového reduktoru

4.3.4 Typ ozubení

Byla zvolena kola se šikmými zuby. Ta vykazují vyšší pevnost na ohyb i na otláčení zubů. Díky většímu počtu současně zabírajících zubů má převodovka klidnější chod a menší vnitřní dynamické síly. Vyvozená axiální síla je použita na hydro-mechanický systém měření kroutícího momentu.[32]

4.4 Návrhový výpočet

4.4.1 Kinematické schéma převodovky



Obrázek 27: Vlevo: schéma planetového hlavního reduktoru vrtulníku Bell 407; Vpravo: návrh nového reduktoru motoru H80

Popis jednotlivých částí dvoustupňové převodovky se šikmými zuby č.1:

1. Spojovací vstupní hřídel volné turbíny
2. 1. pastorek vstupního hřídele s pravým smyslem stoupání
3. 2. ozubené kolo s levým smyslem stoupání
4. Předlohový hřídel
5. 3. pastorek předlohového hřídele s pravým smyslem stoupání
6. Systém měření kroutícího momentu
7. 4. ozubené kolo s levým smyslem stoupání
8. Hnací výstupní hřídel
9. Volnoběžná spojka

Popis jednotlivých částí jednostupňové planetové převodovky č. 2:

10. Spojovací hřídel hlavního reduktoru
11. 1. kuželové kolo
12. 2. kuželové kolo
13. Centrální kolo 1. stupně
14. Satelit 1. stupně
15. Korunové kolo 1. stupně
16. Unašeč satelitů 1. stupně
17. Výstupní hnací hřídel nosného rotoru

4.4.2 Návrhové výpočty

Ze zvolené koncepce převodovky s dvěma páry čelních soukolí se šikmými zuby byla určena celková účinnost pohonného mechanismu, která vychází z následujícího vzorce.

$$\eta_c = \eta_{12} * \eta_{34} = 0.98 * 0.98 = \mathbf{0.96} [-]$$

Účinnosti η_{12} a η_{34} jsou účinnosti jednotlivých soukolí s čelnímu zuby. Důležitým údajem je aplikační faktor K_A , který udává vliv vnějších dynamických sil. Motor byl uvažován jako zařízení s uniformní charakteristikou a hlavní rotor jako zařízení z lehkými rázy. [35]

Aplikační faktor byl po konzultaci s odborníky z oddělení pevnosti GE AC stanoven na $K_A = 1.25$.

Working characteristics of the driving machine	Working characteristics of the driven machine			
	Uniform	Light shocks	Moderate shocks	Heavy shocks
Uniform	1,00	1,25	1,50	1,75
Light shocks	1,10	1,35	1,60	1,85
Moderate shocks	1,25	1,50	1,75	2,00
Heavy shocks	1,50	1,75	2,00	2,25 or higher

Tabulka 12: Tabulkové hodnoty aplikačního faktoru v závislosti na charakteristice poháněné i pohánějící jednotky

Zjednodušeně se dá říci, že je zařízení konstruováno na maximální vzletový výkon o 25 % vyšší, nežli je výkon přenášeny. To z toho důvodu, aby byl zajištěn rezervní výkon pro provoz ve vysoké nadmořské výšce a při zvýšených teplotách a u vícemotorových strojů, aby reduktor byl schopen přenést zvýšený výkon v případě OEI.

$$P_{\text{výstupní}} = 597 * 1.25 = \mathbf{756.25 \text{ kW}}$$

Z celkové účinnosti systému byl vypočten výkon na hřídeli volné turbíny, který je dále potřeba pro výpočet kroutícího momentu na jednotlivých hřídelích.

$$P_{\text{volné turbíny}} = \frac{P_{\text{výstupní}}}{\eta_c} = \frac{746.25}{0.96} = \mathbf{773.344 \text{ kW}}$$

Z poměru otáček volné turbíny ku návrhovým otáčkám výstupního hřídele byl vypočten celkový návrhový převodový poměr.

$$i_c = \frac{n_{\text{volná turbína}}}{n_{\text{výstupní}}} = \frac{31\,023}{6\,317} = \mathbf{4.91 [-]}$$

Celkový převodový poměr byl poté rozdělen ve smyslu.

$$i_{34} = \sqrt{\frac{i_c}{1.4}} = \sqrt{\frac{4.91}{1.4}} = \mathbf{1.873 [-]}$$

$$i_{12} = i_{34} * 1.4 = \mathbf{2.622 [-]}$$

4.4.3 Materiál

Na materiály ozubených kol jsou kladeny značné nároky. Je důležité najít vhodný poměr vlastností materiálu tak aby jádro zubu bylo pevné na ohyb a houževnaté, a přitom na povrchu zubu byla dostatečná tvrdost (proti opotřebení při vzájemném skluzu zubů) a odolnost proti

zadírání a otláčení. Je důležité, aby si jádro zachovalo houževnatost, potom jsou zuby ocelových kol odolné vůči křehkému lomu, který hrozí v případě zatížení s rázy.[32]

Vhodným tepelným a chemicko-tepelným zpracováním oceli je možné dosáhnout zlepšení mechanických vlastností jádra a zvýšení tvrdosti povrchové vrstvy. Tvrdé boky zubů se však špatně zabíhají a soukolí složená z těchto kol jsou mimořádně náročná na přesnost výroby. Tepelné zpracování ovšem může komplikovat dosažení potřebné přesnosti. Z technologických důvodů se tepelné zpracování provádí až po výrobě zubů a bývá příčinou deformací ozubeného věnce.[32]

Pro všechny pastorky i kola byla vybrána zušlechťená legovaná ocel vhodná k nitridaci. Tvrdost nitridované vrstvy závisí na chemickém složení oceli. Nejtvrdší povrchovou tvrdost mají oceli legované hliníkem (až 1000HV). Nitridování nevyvolává deformace a nevyžaduje dokončovací operace. Po této úpravě tedy není potřeba brousit ani lapovat zuby na požadovaný rozměr. Nitridování nemá vliv na únavovou pevnost a hodnoty meze únavy materiálu v dotyku a v ohybu, které definují únavové vlastnosti výrobku, jsou vyšší než u pouze zušlechťené oceli. Tvrdá nitridovaná vrstva je také málo houževnatá, zato otěruvzdorná a odolná proti únavě při cyklickém namáhání.

V následující tabulce jsou uvedeny běžně dostupné oceli vhodné k nitridaci podle normy ČSN EN 10085:2003.

W.Nr. označení	DIN	EN 100 85	ČSN označení
1.8515	31CrMo 12	31CrMo 12	-
1.8505	-	32CrAlMo7-10	-
1.8519	31CrMoV9	31CrMoV9	15 330
1.8509	-	41CrAlMo7-10	-
1.8550	34CrAlNi7	34CrAlNi7-10	16 347
1.8507	34CrAlMo5	34CrAlMo5-10	15 340

Tabulka 13: Nejčastěji používané nitridované oceli [35]

Jelikož je v ozubeném soukolí pastorek namáhán více než ozubené kolo (zuby pastorku jsou častěji v záběru). Byla zvolena ocel 16 347 s hliníkem jako jedním z legujících prvků, který zvyšuje tvrdost povrchové vrstvy.

Jako materiál ozubených kol byla zvolena měkkší ocel 15 330 střední pevnosti s houževnatým jádrem vhodná pro výrobu ozubených kol převodových skříní. Často je využívána na hřídele leteckých motorů a vačkové hřídele.[33]

Material			
Gear 1:	34 CrAlNi 7-10, Nitriding steel, gas-nitrided		
	ISO 6336-5 Figure 13a/14a (MQ)		
Gear 2:	31 CrMoV9, Nitriding steel, gas-nitrided		
	ISO 6336-5 Figure 13a/14a (MQ)		
		----- GEAR 1 -----	GEAR 2 --
Surface hardness		HV 950	HV 800
Material quality according to ISO 6336:2006 Normal (Life factors ZNT and YNT >=0.85)			
Fatigue strength, tooth root stress (N/mm ²)	[σFlim]	425.00	425.00
Fatigue strength for Hertzian pressure (N/mm ²)	[σHlim]	1250.00	1250.00
Tensile strength (N/mm ²)	[σB]	900.00	1100.00
Yield point (N/mm ²)	[σS]	680.00	900.00
Young's modulus (N/mm ²)	[E]	206000	206000
Poisson's ratio	[ν]	0.300	0.300
Roughness average value DS, flank (μm)	[RAH]	3.00	3.00
Roughness average value DS, root (μm)	[RAF]	3.00	3.00
Mean roughness height, Rz, flank (μm)	[RZH]	20.00	20.00
Mean roughness height, Rz, root (μm)	[RZF]	20.00	20.00

Tabulka 14: Charakteristiky nitridovaných ocelí

4.4.4 Návrhový kroutící moment na hřídelích

Dále z hodnot výkonu hřídele volné turbíny a celkové účinnosti převodovky byly spočteny hodnoty kroutících momentů na hřídelích. Kroutící moment vstupního hřídele:

$$M_{kI} = \frac{P_{volné\ turbíny} * 1000}{\left[\frac{2 * \pi * n_{volné\ turbíny}}{60} \right]} = \frac{773\,344 * 30\,000}{\pi * 31\,023} = \mathbf{239\,276.937\ Nmm}$$

Kroutící moment předlohového hřídele:

$$M_{kII} = M_{kI} * \eta_{12} * i_{12} = 239\,276.937 * 0.98 * 2.622 = \mathbf{614\,836.446\ Nmm}$$

Kroutící moment výstupního hřídele:

$$M_{kIII} = M_{kII} * \eta_{34} * i_{34} = 614\,836.446 * 0.98 * 1.873 = \mathbf{1\,128\,556.890\ Nmm}$$

4.4.5 Návrhové průměry hřídelů

Dovolená napětí ve smyku byla stanovena na $\tau_{D1} = 25\ \text{Nmm}^{-2}$, $\tau_{D2} = 35\ \text{Nmm}^{-2}$ a $\tau_{D3} = 50\ \text{Nmm}^{-2}$. Byl proveden předběžný výpočet průměrů hřídelů, přidání přídavek na osazení a zvolení nejbližšího vyššího normalizovaného průměru. [31]

$$d'_1 = \sqrt[3]{\frac{16 * M_{k1}}{\pi * \tau_{D1}}} = \sqrt[3]{\frac{16 * 239\,276.937}{\pi * 25}} = 36.529\ \text{mm} \rightarrow \mathbf{d_1 = 40\ \text{mm}}$$

$$d'_2 = \sqrt[3]{\frac{16 * M_{k2}}{\pi * \tau_{D2}}} = \sqrt[3]{\frac{16 * 614\,836.446}{\pi * 35}} = 44.725\ \text{mm} \rightarrow \mathbf{d_2 = 45\ \text{mm}}$$

$$d'_3 = \sqrt[3]{\frac{16 * M_{k3}}{\pi * \tau_{D3}}} = \sqrt[3]{\frac{16 * 1\,128\,556.890}{\pi * 50}} = 48.623\ \text{mm} \rightarrow \mathbf{d_3 = 50\ \text{mm}}$$

4.4.6 Návrhové otáčky hřídelů

Z návrhového převodového poměru a ze známých otáček hřídele volné turbíny byly spočteny návrhové otáčky jednotlivých hřídelů. Převod otáček z výstupního hřídele volné turbíny na vstupní hřídel převodovky je zajištěn pomocí vnitřního evolventního drážkování na hřídeli, které je bezztrátové.

$$n_1 = n_{volné\ turbíny} = \mathbf{31\,023\ \text{ot/min}}$$

$$n_2 = \frac{n_{\text{volné turbíny}}}{i_{12}} = \mathbf{11\ 831.8\ \text{ot/min}}$$

$$n_3 = \frac{n_2}{i_{34}} = \mathbf{6\ 317\ \text{ot/min}}$$

4.5 Finální výpočet

Aby bylo dosaženo optimalizované převodovky, byl návrh geometrie kol vypracován v programech KissSoft a KissSys. Jde o designový a výpočtový software zaměřený na tvorbu převodovek využívaný v korporaci General Electric Polska. Tento software byl nadále využit pro stanovení bezpečnostních faktorů a životnost výrobku (viz následující kapitoly). Kompletní výpočtové zprávy ozubených soukolí a hřídelů, ze kterých byly v následujících kapitolách brány informace, jsou z důvodu velkého počtu stran přiloženy pouze jako elektronická příloha k této práci.

Návrh převodovky byl proveden dle následujících norem.

Použité normy	Způsob použití
ISO 21771:2007 (DIN ISO 21771)	Geometrie kol
14635-1:2000	Výpočet zadírání ozubených kol
ISO 1328:1995	Tolerance ozubených kol – stupeň přesnosti
ISO 6336:2006	Výpočet statického zatížení
DIN 3990/ISO 6336	Výpočet únavového poškození

Tabulka 15: Normy použité při návrhu ozubených soukolí

4.5.1 Ozubená soukolí 12 a 34

Pro zástavbu motoru bylo třeba vyosení náhonu hřídele nosného rotoru, a to přibližně 500 mm pod středovou osu motoru. Byly zvoleny osové vzdálenosti $a_1 = 250$ mm a $a_2 = 250$ mm. Osová vzdálenost byla jedním ze vstupních parametrů a dále už nebyla měněna. Všechny hodnoty tedy v tomto prvotním návrhu byly počítány k této konstantní hodnotě osové vzdálenosti a tím nebylo dosaženo takových ideálních parametrů ozubení, kterých by bylo dosaženo s proměnnou osovou vzdáleností.

Právě zvolené osové vzdálenosti a_1 a a_2 spolu s otáčkami vstupního hřídele, převodovým poměrem a smyslem rotace jsou vstupními parametry do programu pro první přiblížení výsledku. Dále byl zadán materiál a šířky všech ozubených kol. Olej motoru H80 byl definován dle příručky pro provoz motoru.

Obrázek 28: Kalkulace ozubeného soukolí v prostředí softwaru KissSoft

Použitý olej je Mobil Jet Oil II, jehož parametry jsou důležité pro výpočet tloušťky vrstvy oleje a pro kontrolu dosažené maximální teploty v záběru kol. Díky těmto hodnotám byla přesně spočítána hodnota zadírání ozubených kol (Scuffing), které je podrobněji popsáno v kapitole 5.1.4 Zadírání (Scuffing).

Comment	Mobil Jet Oil II		
Oil/ Grease	Oil		
Density oil	ρ	<input type="text" value="1.0035"/>	kg/dm ³
Nominal kinematic viscosity at 40°C	ν_{40}	<input type="text" value="25.3000"/>	mm ² /s
Nominal kinematic viscosity at 100°C	ν_{100}	<input type="text" value="5.0000"/>	mm ² /s
Lower limit service temperature	θ_{min}	<input type="text" value="-40.0000"/>	°C
Upper limit service temperature	θ_{max}	<input type="text" value="204.0000"/>	°C
Lubricant base	Synthetic oil based on Polyether		
Test procedure scuffing	FZG Test A/8.3/90; ISO 14635-1 (normal)		
Load stage scuffing test	<input type="text" value="12"/>		
Test procedure micropitting	No info about micropitting test		

Obrázek 29: Parametry oleje motoru H80 [36]

Dle porovnání několika možností s různými moduly byly s ohledem na únavové bezpečnosti zvoleny moduly.

$$m_{n12} = 4$$

$$m_{n34} = 4.5$$

V dalším kroku byla po prvotním návrhu byla zvolena základní geometrie ozubení, jakou je normálový modul a smysl stoupání boku zubu β . Ze zvoleného normálového modulu a ze zadaného smyslu stoupání boku zubu se v tomto kroku nabízí desítky až stovky možných řešení pro danou osovou vzdálenost 250 mm. Ty se liší hodnotami jednotkových posunutí, skluzu, skluzové rychlosti, převodového poměru a únavových bezpečností.

Program také pracuje se zadaným převodovým poměrem a jeho 5 % odchylkou, a tak je výsledný převodový poměr obou soukolí a potažmo celého reduktoru odlišný od návrhové hodnoty.

Zvolené počty zubů			
Pastorek 1	Kolo 2	Pastorek 3	Kolo 4
32	84	37	70

Tabulka 16: Počty zubů obou soukolí

Byly tak splněny podmínky většího převodového poměru v prvním soukolí než ve druhém $i_{12} > i_{34}$ a podmínka nesoudělnosti zubů a tím zajištěno nerovnoměrné opotřebování.

$$i_{př} = \frac{z_2}{z_1} * \frac{z_4}{z_3} = 2.625 * 1.892 = 4.9665$$

Vypočtená hodnota se od návrhové liší o 1.15 % a je tak v toleranci ± 5 % od jmenovité hodnoty.

4.5.2 Soukolí při dané osové vzdálenosti

Požadované osové vzdálenosti je dosaženo korekcí jednotkových posunutí $x_z = x_1 + x_2$. Pro výpočet posunutí byly nejdříve zjištěny hodnoty involut $inv\alpha_t$ a $inv\alpha_{tw}$. [31]

$$\alpha_{tw} = \alpha_t * \left(\frac{\cos \alpha_t}{\cos \alpha_{tw}} \right)$$

$$\tan \alpha_t = \frac{\tan \alpha_n}{\cos \beta_{34}} \rightarrow \alpha_t = \arctg * \frac{\tan \alpha_n}{\cos \beta_{34}} \rightarrow \alpha_{tw} = \arccos * \left(\frac{\alpha_t}{\alpha_{tw}} * \cos \alpha_t \right)$$

$$inv\alpha_t = \tan \alpha_t - \alpha_t \quad (21)$$

$$inv\alpha_{tw} = \tan \alpha_{tw} - \alpha_{tw} \quad (22)$$

Výpočet celkové korekce je poté dán vztahem.

$$x_1 + x_2 = \frac{z_1 + z_2}{2 * \tan \alpha_n} * (inv\alpha_{tw} - inv\alpha_t) \quad (23)$$

Pro vylepšení provozních vlastností byla zvolena kladná posunutí, která jsou kolům prospěšná a nemělo by při nich docházet k podřezání paty zubu.

$$x_1 = \mathbf{0.1776}; x_2 = \mathbf{0.6315}; x_3 = \mathbf{0.0810}; x_4 = \mathbf{0.0890}$$

Pro kontrolu byla provedena kontrola takto korigovaných kol, která musejí splňovat podmínku proti podřezání paty zubů. Podmínka vychází z počet zubů virtuálního kola.

$$z_{v1} = \frac{z_1}{\cos \beta_{12}^3} = \frac{32}{\cos(20)^3} = \mathbf{38.56}$$

$$z_{v3} = \frac{z_3}{\cos \beta_{34}^3} = \frac{37}{\cos(15)^3} = \mathbf{41.06}$$

Minimální počet zubů skutečného kola, při kterém nedojde k podřezání platný pro úhel záběru nástroje je $\alpha_n = 20^\circ$. Minimální mezní počet zubů s růstem úhlu stoupání boku zubu β klesá, a tak byla pro první přiblížení vzata mezní hodnota počtu zubů pro nulový uhel $z_{min} = 17$. Minimální korekce pro zabránění podřezání je dána vztahem.

$$x_1 = \frac{z_{min} - z_{v1}}{z_{min}} = \frac{17 - 38.56}{17} = \mathbf{-1.268 < 0.1776}$$

$$x_3 = \frac{z_{min} - z_{v3}}{z_{min}} = \frac{17 - 41.06}{17} = -1.415 < 0.0810$$

Podmínka zabránění podřezání paty zubu je tedy splněna.[32]

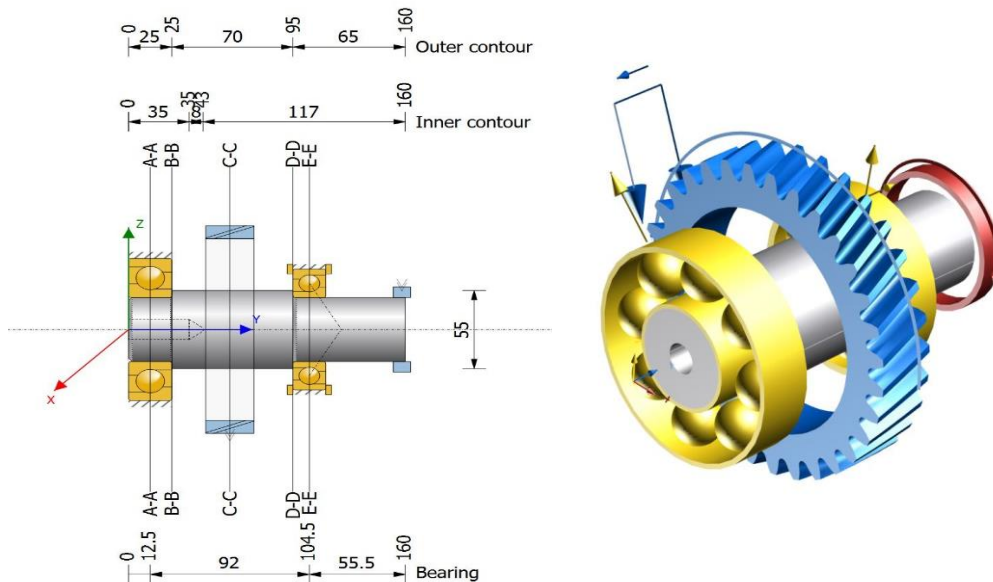
4.5.3 Hřídele

Stejně jako tak jako program využívá kalkulace pro návrhy ozubení, tak využívá i kalkulace pro návrhy hřídelů a ložisek. V následující tabulce jsou uvedeny zvolené materiály jednotlivých hřídelů.

Součást	EN 100 85
Vstupní hřídel (z jednoho kusu s 1. pastorkem)	34CrAlNi7-10
Fixní koaxiální hřídel	16MnCr5
Dutý předlohový hřídel (z jednoho kusu s 2. pastorkem)	34CrAlNi7-10
Výstupní hřídel	31CrMoV9

Tabulka 17: Zvolené materiály jednotlivých hřídelů

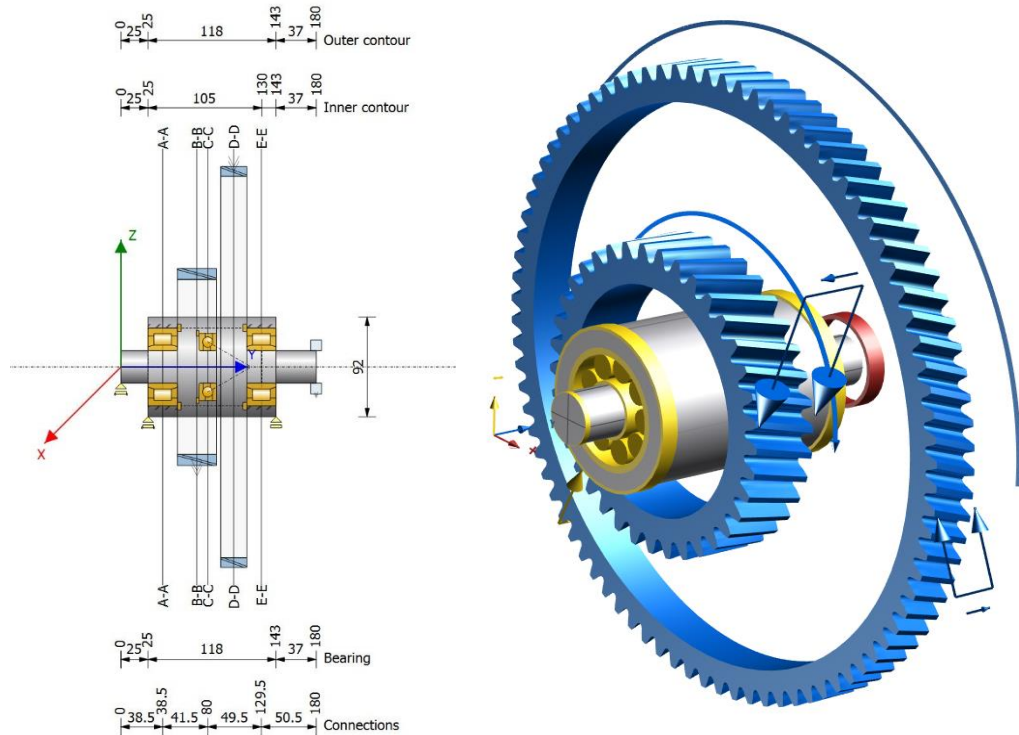
Byl navržen vstupní hřídel s dvěma ložisky pro přenos axiálních a radiálních sil v ozubených převodech. Byla použita přesná jednořadá kuličková ložiska s kosoúhlým stykem, neboť ta jsou navržena pro hřídele s vysokými otáčkami (pro průměr hřídele 45 mm mezní otáčky až 65 000 ot/min). Tato ložiska mají nízké tření a při kombinovaném zatížení mají malý vývin tepla. Levé ložisko je uloženo jako axiálně volné z důvodu teplotní roztažnosti, zatímco pravé ložisko je pevné pro přenos axiální složky síly.



Obrázek 30: Vlevo: návrhové rozměry vstupního hřídele; Vpravo: vizualizace vstupního hřídele s pastorkem ložisky a spojkou

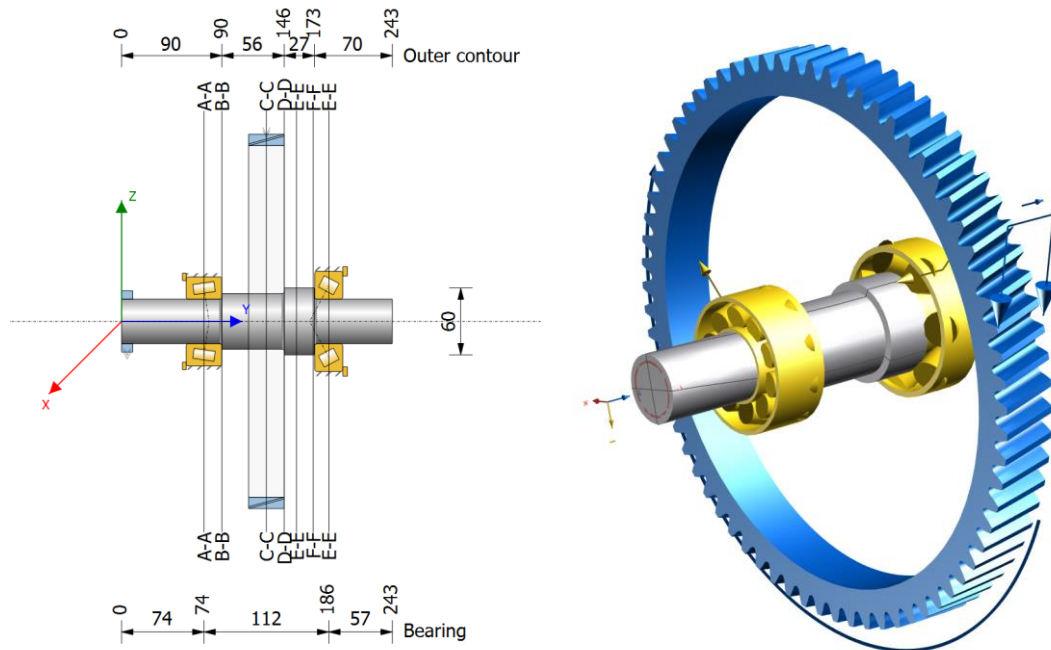
Předlohový hřídel se skládá z dvou koaxiálně uložených hřídelů s dvěma válečkovými ložisky uloženými vnitřním kroužkem na neotočném hřídeli a vnějším kroužkem na hřídeli, který nese ozubená kola. Válečková ložiska přenáší radiální zatížení a jedno axiální kuličkové ložisko, které je uloženo stejným způsobem, přenáší axiální sílu vyvozenou šikmým ozubením. Kuličkové ložisko je ovšem axiálně volné a toho je využito pro hydromechanické měření kroutícího momentu, kdy ložisko přenáší axiální sílu z rotujícího ozubeného kola do pístu torkmetru.

Koncepční návrh reduktoru a jeho připojení ke stávajícímu motoru H80



Obrázek 31: Vlevo: návrhové rozměry předloňového hřídele; Vpravo: vizualizace předloňového hřídele včetně ozubených kol a ložisek.

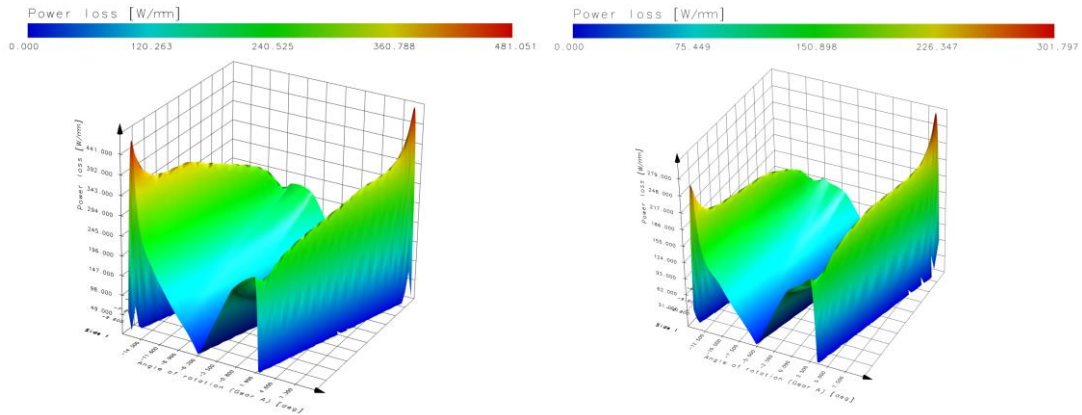
Výstupní hřídel je uložen ve dvou kuželíkových ložiskách s kosoúhlým stykem uspořádaných do X. Uložení byla zvolena s jednostranně opřeným vnitřním i vnějším kroužkem a předepsanou montážní vůlí. Kuželíková ložiska byla vybrána, z důvodu vysoké provozní trvanlivosti a schopnosti přenášet velká zatížení.



Obrázek 32: Vlevo: návrhové rozměry výstupního hřídele; Vpravo: vizualizace výstupního hřídele s ozubeným kolem a oběma ložisky.

4.5.4 Celková účinnost reduktoru

Díky skluzu dochází k ztrátám na výkonu a celková účinnost mechanického převodu se snižuje. V následujících grafech je vidět rozložení měrného ztrátového výkonu na jeden mm šířky.[32]



Graf 9: Vlevo: měrný ztrátový výkon soukolí 12; Vpravo: měrný ztrátový výkon soukolí 34

Celkové ztráty na výkonu soukolí jsou poté $P_{12_ztraty} = 2.995$ kW a $P_{34_ztraty} = 3.272$ kW. Z těchto údajů a ze známého výstupního výkonu byla vypočtena celková teoretická účinnost soukolí η_{12} a η_{34} .

$$\eta_{12} = 99.604 \%$$

$$\eta_{34} = 99.567 \%$$

A celková teoretická účinnost celé převodovky (pro porovnání návrhová účinnost převodovky byla $\eta_{návrhová} = 96 \%$).

$$\eta_{reduktor} = \eta_{12} * \eta_{34} = 0.99604 * 0.99567 = 0.9917 \rightarrow 99.17 \%$$

4.5.5 Výsledné otáčky, momenty a výkony na hřídelích

		----- GEAR 1 -----	GEAR 2 --
Speed (1/min)	[n]	31023.0	11818.3
Torque (Nm)	[T]	232.8	611.1
Application factor	[KA]		1.25
Required service life (h)	[H]	18000.00	
Gear driving (+) / driven (-)		+	-
Sense of rotation gear 1 clockwise			
		----- GEAR 3-----	GEAR 4 --
Power (kW)	[P]		756.250
Speed (1/min)	[n]	11818.3	6246.8
Torque (Nm)	[T]	611.1	1156.1
Application factor	[KA]		1.25
Required service life (h)	[H]	18000.00	
Gear driving (+) / driven (-)		+	-
Sense of rotation gear 1 clockwise			

Tabulka 18: Výsledné hodnoty momentů, otáček a výkonů na hřídelích

4.5.6 Výsledná geometrie soukolí 12

		----- GEAR 1 -----	----- GEAR 2 --
Center distance (mm)	[a]		250.000
Center distance tolerance	ISO 286:2010 Measure js7		
Normal module (mm)	[mn]		4.0000
Pressure angle at normal section (°)	[alfn]		20.0000
Helix angle at reference circle (°)	[beta]		20.0000
Number of teeth	[z]	32	84
Facewidth (mm)	[b]	28.00	24.00
Hand of gear		left	right
Accuracy grade	[Q-ISO 1328:1995]	6	6
Inner diameter (mm)	[di]	0.00	0.00
Inner diameter of gear rim (mm)	[dbi]	0.00	0.00
Gear reference profile	1 :		
Reference profile	1.25 / 0.38 / 1.0 ISO 53:1998 Profil A		
Gear reference profile	2 :		
Reference profile	1.25 / 0.38 / 1.0 ISO 53:1998 Profil A		
		----- GEAR 1 -----	----- GEAR 2 --
Overall transmission ratio	[itot]		-2.625
Gear ratio	[u]		2.625
Transverse module (mm)	[mt]		4.257
Pressure angle at pitch circle (°)	[alft]		21.173
Working transverse pressure angle (°)	[alfwt]		22.943
Working pressure angle at normal section (°)	[alfwn]		21.662
Helix angle at operating pitch circle (°)	[betaw]		20.232
Base helix angle (°)	[betab]		18.747
Sum of profile shift coefficients	[Summexi]		0.8091
Profile shift coefficient	[x]	0.1776	0.6315
Tooth thickness (Arc) (module) (module)	[sn*]	1.7001	2.0305
Tip alteration (mm)	[k*mn]	-0.126	-0.126
Reference diameter (mm)	[d]	136.215	357.564
Base diameter (mm)	[db]	127.020	333.426
Tip diameter (mm)	[da]	145.383	370.364
Tip form diameter (mm)	[dFa]	145.383	370.364
Active tip diameter (mm)	[dNa]	145.383	370.364
Operating pitch diameter (mm)	[dw]	137.931	362.069
Root diameter (mm)	[df]	127.635	352.616
Generating Profile shift coefficient	[xE.e/i]	0.1449 / 0.1278	0.5869 / 0.5663
Theoretical tip clearance (mm)	[c]	1.000	1.000
Effective tip clearance (mm)	[c.e/i]	1.304 / 1.156	1.251 / 1.108
Active root diameter (mm)	[dNF]	131.408	355.801
Root form diameter (mm)	[dFf]	130.744	354.698
	[ha=mn*(haP*+x+k)]	4.584	6.400
Dedendum (mm)	[hf=mn*(hfP*-x)]	4.290	2.474
Tooth height (mm)	[h]	8.874	8.874
Virtual gear no. of teeth	[zn]	37.976	99.688
Normal tooth thickness at tip circle (mm)	[san]	3.004	3.055
Normal tooth thickness on tip form circle (mm)	[sFan]	3.004	3.055
Normal space width at root circle (mm)	[efn]	3.331	2.697
Max. sliding velocity at tip (m/s)	[vga]	38.042	45.071
Specific sliding at the tip	[zetaa]	0.331	0.452
Specific sliding at the root	[zetaf]	-0.824	-0.495
Mean specific sliding	[zetam]		0.397

Tabulka 19: Geometrie prvního soukolí

4.5.7 Výsledná geometrie soukolí 34

		----- GEAR 3 -----	----- GEAR 4 --
Center distance (mm)	[a]	250.000	
Center distance tolerance	ISO 286:2010 Measure js7		
Normal module (mm)	[mn]	4.5000	
Pressure angle at normal section (°)	[alfn]	20.0000	
Helix angle at reference circle (°)	[beta]	15.0000	
Number of teeth	[z]	37	70
Facewidth (mm)	[b]	36.00	32.00
Hand of gear		right	left
Accuracy grade	[Q-DIN 3961:1978]	6	6
Inner diameter (mm)	[di]	0.00	32.00
Inner diameter of gear rim (mm)	[dbi]	0.00	0.00
Gear reference profile	1 :		
Reference profile	1.25 / 0.38 / 1.0 ISO 53:1998 Profil A		
Gear reference profile	2 :		
Reference profile	1.25 / 0.38 / 1.0 ISO 53:1998 Profil A		
		----- GEAR 3 -----	----- GEAR 4 --
Overall transmission ratio	[itot]	-1.892	
Gear ratio	[u]	1.892	
Transverse module (mm)	[mt]	4.659	
Pressure angle at pitch circle (°)	[alfp]	20.647	
Working transverse pressure angle (°)	[alfwt]	21.103	
	[alfwt.e/i]	21.116 /	21.089
Working pressure angle at normal section (°)	[alfwn]	20.440	
Helix angle at operating pitch circle (°)	[betaw]	15.044	
Base helix angle (°)	[betab]	14.076	
Reference center distance (mm)	[ad]	249.243	
Sum of profile shift coefficients	[Summexi]	0.1701	
Profile shift coefficient	[x]	0.0810	0.0890
Tooth thickness (Arc) (module) (module)	[sn*]	1.6298	1.6356
Tip alteration (mm)	[k*mn]	-0.008	-0.008
Reference diameter (mm)	[d]	172.373	326.112
Base diameter (mm)	[db]	161.302	305.166
Tip diameter (mm)	[da]	182.087	335.897
Tip form diameter (mm)	[dFa]	182.087	335.897
Active tip diameter (mm)	[dNa]	182.087	335.897
Operating pitch diameter (mm)	[dw]	172.897	327.103
Root diameter (mm)	[df]	161.853	315.663
Generating Profile shift coefficient	[xE.e/i]	0.0520 / 0.0368	0.0494 / 0.0310
Theoretical tip clearance (mm)	[c]	1.125	
Effective tip clearance (mm)	[c.e/i]	1.432 / 1.281	1.376 / 1.232
Active root diameter (mm)	[dNf]	166.107	319.772
Root form diameter (mm)	[dFf]	165.564	318.657
Addendum (mm)	[ha=mn*(haP*+x+k)]	4.857	4.893
Dedendum (mm)	[hf=mn*(hfP*-x)]	5.260	5.224
Tooth height (mm)	[h]	10.117	10.117
Virtual gear no. of teeth	[zn]	40.713	77.025
Normal tooth thickness at tip circle (mm)	[san]	3.367	3.551
Normal tooth thickness on tip form circle (mm)	[sFan]	3.367	3.551
Normal space width at root circle (mm)	[efn]	3.860	3.356
Max. sliding velocity at tip (m/s)	[vga]	21.029	21.366
Specific sliding at the tip	[zetaa]	0.402	0.465
Specific sliding at the root	[zetaf]	-0.871	-0.673
Mean specific sliding	[zetam]		0.434

Tabulka 20: Geometrie druhého soukolí

5 Kontrola ozubení a pevnostní výpočet komponentů reduktoru

V této kapitole byly zkontrolovány nejkritičtější součásti převodovky. Bylo vyšetřeno možné poškození ozubení. Dále byla provedena kontrola hřídelů na ohyb a na krut a u ložisek byla stanovena a zkontrolována jejich trvanlivost.

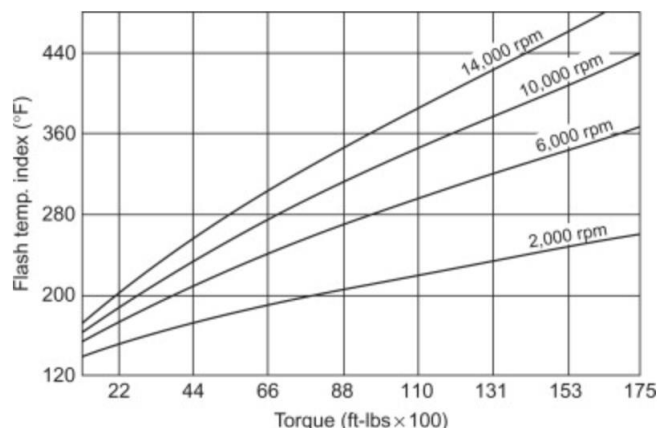
5.1 Poškození zubů

V následující podkapitole jsou rozebrány jednotlivá možná poškození zubů, která jsou vyšetřována pomocí následujících metod.

- | | | |
|---------------------------------|---|----------------------------------|
| • Lom zubu | → | Kontrola na únavu ohybem |
| • Únavové vydrolování (Pitting) | → | Kontrola na únavu dotykem |
| • Opotřebením otěrem (Abraze) | → | Kontrola životnosti kol |
| • Zadírání (Scuffing) | → | Vyšetření teploty v místě dotyku |

Návrhová životnost všech kol a hřídelů byla stanovena na **18 000 hodin**, což odpovídá pěti generálním opravám s pevným časovým rozestupem **3 600 hodin**.

Kontroly na únavu ohybem, dotykem a vyšetření teploty v místě dotyku jsou dány tabulkovými hodnotami bezpečností. Tyto tabulkové hodnoty je ale nutné brát s rezervou. Bezpečnostní koeficienty dle norem DIN 3990, ISO 6336 nebo AGMA 217 jsou myšleny zejména pro převodovky určené pro průmyslové aplikace a automobilový průmysl, kde hodnoty otáček hřídelů nedosahují otáček turbínových motorů. Letecká převodovka svým požadavkem na nízkou hmotnost, vysoký přenášený kroutící moment a velkými hodnotami vstupních otáček spadá spíše do kategorie převodovek pro speciální aplikace, které jsou z těchto norem vyňaty. Výpočtové modely, které často vycházejí z otáček soukolí, proto neberou v potaz otáčky vyšší než 15 tisíc RPM. Viz index lokálního přírůstku teploty zubu podle, kterého norma AGMA stanovuje součinitel bezpečnosti SB_{min} [37]



Graf 10: Lokální přírůstek teploty zubu v závislosti na přenášeném kroutícím momentu [37]

5.1.1 Lom zubu

Jedním z výstupů návrhu ozubení je výpočet únavového poškození. Jde o nebezpečný druh poškození, který kromě zničení kola může vést k vážné poruše skříně, hřídelů, ložisek a vést tak k fatální poruše motoru, která v případě jednomotorových vrtulníků vede k režimu autorotace. Vysoká koncentrace tahového napětí spolu s cyklickým namáháním vedou ke vzniku a šíření mikroskopických trhlin, které následně vytvoří makrotrhlinu. U kol se zuby šikmými je poté častějšího ulomení kraje zubu nežli ulomení celého zubu, jak je tomu u kol s přímými zuby.

V následující tabulce jsou minimální doporučené hodnoty součinitele bezpečnosti proti vzniku únavového lomu v patě zubu S_{Fmin}

Required safeties for metal (ISO/DIN)				
		$m_n \leq 0.5 \text{ mm}$	$m_n = 1.0 \text{ mm}$	$m_n \geq 2.0 \text{ mm}$
Root safety	S_{Fmin}	0.600	1.200	1.400
Flank safety	S_{Hmin}	0.600	0.900	1.000
Safety against scuffing (integral temperature)	S_{Smin}	0.900	1.800	1.800
Safety against scuffing (flash temperature)	S_{Bmin}	1.000	2.000	2.000
Safety against micropitting	$S_{i, min}$	2.000	2.000	2.000
Safety against tooth flank fracture	$S_{FF min}$	1.200	1.200	1.200

Tabulka 21: Doporučené hodnoty bezpečnosti proti vzniku únavového lomu v patě zubu dle ISO 6336 [34]

Podmínka únavové bezpečnosti proti vzniku lomu v patě zubu je dána vztahem pro maximální napětí σ_{Fmax} . [31]

$$\sigma_{Fmax} = \frac{2K_F * T * Y_{FS} * Y_\epsilon * Y_\beta * \cos \beta}{b_w * m_n^2 * z} \leq \sigma_{FD} = \frac{\sigma_{Flim}}{S_{Fmin}} \quad (24)$$

Mez únavy v ohybu σ_{Flim} byla dohledána v materiálových listech. V následující tabulce jsou uvedeny výsledky bezpečnosti proti únavovému lomu v patě zubu S_F vypočtené v programu KissSoft.

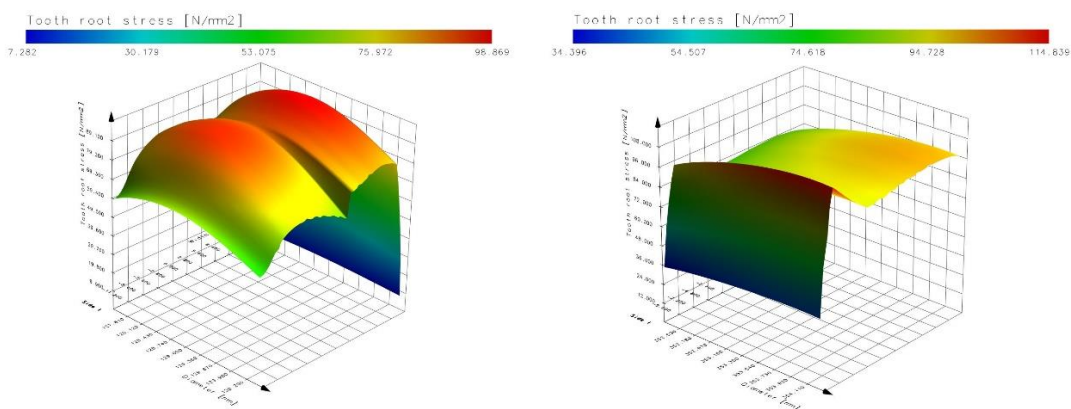
Ozubená kola	σ_{Flim} [MPa]	S_{Fmin}	S_F
Pastorek 1	425	1.4	3.88
Kolo 2			3.37
Pastorek 3			4.21
Kolo 4			3.71

Tabulka 22: Skutečné hodnoty bezpečnosti proti únavovému lomu v patě zubu S_F všech soukolí

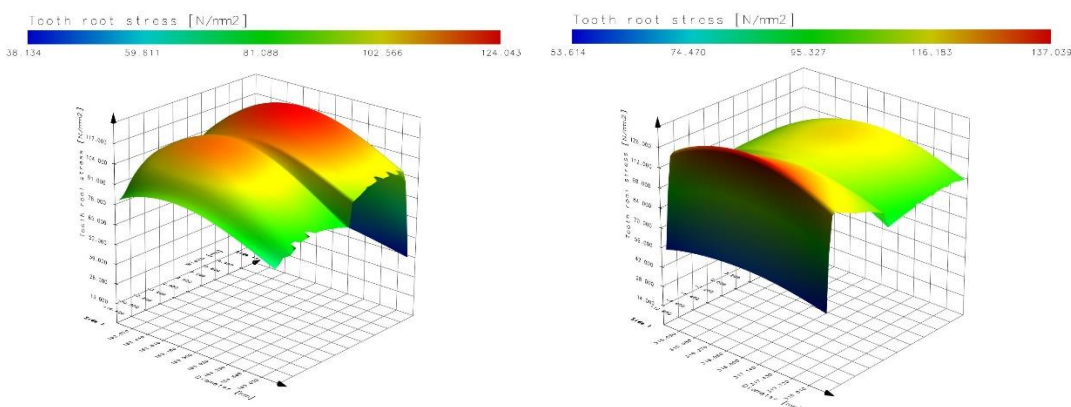
Všechny hodnoty jsou vyšší nežli minimální doporučené hodnoty součinitele bezpečnosti a pastorky a kola tak vyhovují kontrole.

Hodnoty průběhu ohybového napětí všech kol byly vykresleny do následujících grafů. Ohybová napětí v patách zubů jednotlivých kol dosahují hodnot od 98 MPa do 137 MPa, což je méně než povolené maximální napětí $\sigma_{Flim} = 425 \text{ MPa}$.

Pevnostní výpočet komponentů reduktoru



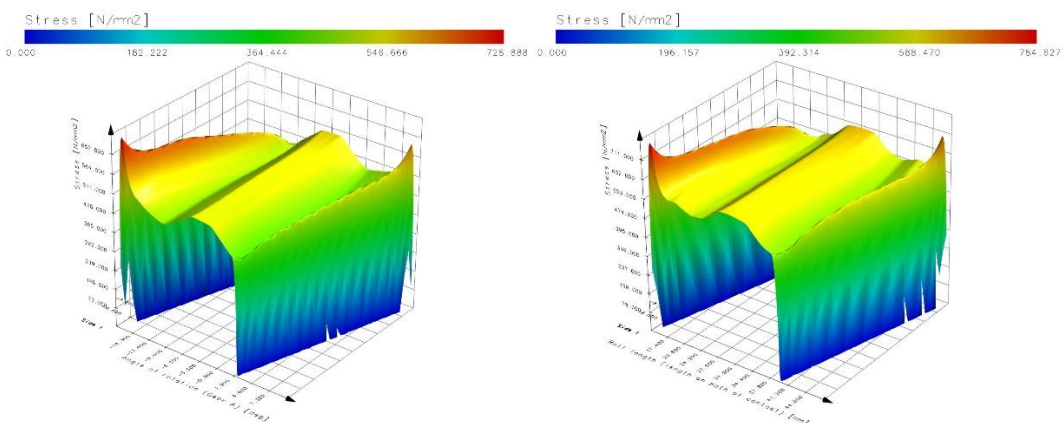
Graf 11: Vlevo: průběh napětí v patě zubu pastorku 1; Vpravo: průběh napětí v patě zubu ozubeného kola 2



Graf 12: Vlevo: průběh napětí v patě zubu pastorku 3; Vpravo: průběh napětí v patě zubu ozubeného kola 4

5.1.2 Pitting

Je charakteristický pro vysoce zatížená soukolí, kde cyklické namáhání za přítomnosti vysokých dotykových napětí způsobuje drobné trhliny na bocích zubů. Specifické odvalování zubů spolu s orientací trhlín způsobují, že se olej uzavře v trhlíně a tlak, který na trhlínu působí, ji zvětšuje. Po překročení kritické meze dochází k vydrolení povrchu a tvorbě důlku. Průběhy dotykových napětí byly vyneseny do následujících grafů.



Graf 13: Vlevo: průběh Hertzova tlaku v soukolí 12; Vpravo: průběh Hertzova tlaku v soukolí 34

Vliv jednotkového posunutí na pitting

Korekcí jednotkového posunutí můžeme vylepšit ale i zhoršit parametry ozubení. Ovlivňuje totiž jak geometrii ozubení, tak i kinematické a pevnostní charakteristiky. Jenže pro jakékoliv soukolí nelze stanovit ideální poměr posunutí, který by byl výhodný a optimální ve všech směrech a za všech situací. Proto je potřeba z požadavků na provoz převodovky určit tu nejpodstatnější charakteristiku, kterou chceme zlepšit. Tou může být zvýšená odolnost vůči „pittingu“, ohybová pevnost zubů nebo odolnost proti opotřebení boků zubů. Zvýšené ohybové pevnosti zubů může být dosaženo co největším kladným posunutím x_1 , čímž dojde ke zvětšení tloušťky zubu. Zatímco nejlepší odolnosti proti opotřebení dosáhneme při vyrovnaných měrných skluzech. Jelikož se zvolenou konstantní osovou vzdáleností nebylo možné dosáhnout vyrovnaných měrných skluzů, byla možnost zvýšené odolnosti proti opotřebení vyřazena. Namísto toho bylo zvoleno zlepšení odolnosti proti pittingu, který je charakteristickým poškozením u dobře mazaných ozubených kol, která přenáší velká zatížení a která mají tvrdý povrch boků zubů. Vrtulníkové převodovky a letecké převodovky obecně jsou využívány k přenášení velkých zatížení a jsou dobře mazány, zejména z důvodu potřeby dostatečného chlazení při přenosu velkých výkonů. Díky zvolené nitrídané oceli mají ozubená soukolí také velice tvrdý povrch zubů a špatně se zabíhají.

Takovéto jednotkové posunutí snižuje srovnávací dotykové napětí ve valivém bodě σ_H tím, že zvětšuje redukovaný poloměr křivosti podle Herze ρ_H . Čím větší je poloměr křivosti dvou kruhových válců, kterými jsou kola aproximována, tím je větší vzájemná styková plocha a přitlačná síla se tak rozloží po větší ploše. To má ovšem za důsledek rostoucí valivý úhel záběru α_w , který negativně ovlivňuje součinitel záběru ε_a . Ten udává trvalý počet dvojic zubů v záběru, který je nezbytný pro plynulý chod soukolí $\varepsilon_{a,min} = 1.2$. Nelze tedy snižovat dotykové napětí do nekonečna, protože by součinitel záběru zubů klesl pod mezní hodnotu.[32]

Kontrola

V následující tabulce jsou minimální doporučené hodnoty součinitele bezpečnosti proti vzniku únavového poškození boku zubů S_{Hmin}

Required safeties for metal (ISO/DIN)				
		$m_n \leq 0.5 \text{ mm}$	$m_n = 1.0 \text{ mm}$	$m_n \geq 2.0 \text{ mm}$
Root safety	SF_{min}	0.600	1.200	1.400
Flank safety	SH_{min}	0.600	0.900	1.000
Safety against scuffing (integral temperature)	SS_{min}	0.900	1.800	1.800
Safety against scuffing (flash temperature)	SB_{min}	1.000	2.000	2.000
Safety against micropitting	$S_{\mu,min}$	2.000	2.000	2.000
Safety against tooth flank fracture	$S_{FF,min}$	1.200	1.200	1.200

Tabulka 23: Doporučené hodnoty bezpečnosti proti vzniku únavového poškození boku zubů dle ISO 6336 [34]

Podmínka únavové bezpečnosti proti vzniku poškození boku zubů je dána vztahem pro srovnávací dotykové napětí σ_H (které vychází z Hertzova vztahu).[32]

$$\sigma_H = Z_E * Z_\varepsilon * Z_H * \sqrt{\frac{2K_H * T_1 * (u \pm 1)}{b_w * d_1^2 * u}} \leq \sigma_{HD} = \frac{\sigma_{Hlim}}{S_{Hmin}} \quad (25)$$

Mez únavy v dotyku σ_{Hlim} lze stejně jako v případě σ_{Flim} dohledat v materiálových listech. V následující tabulce jsou uvedeny výsledky bezpečnosti proti únavovému poškození boku zubů S_H vypočtené v programu KissSoft.

Ozubená kola	σ_{Hlim} [MPa]	S_{Hmin}	S_H
Pastorek 1	1 250	1.0	1.223
Kolo 2			1.263
Pastorek 3			1.459
Kolo 4			1.472

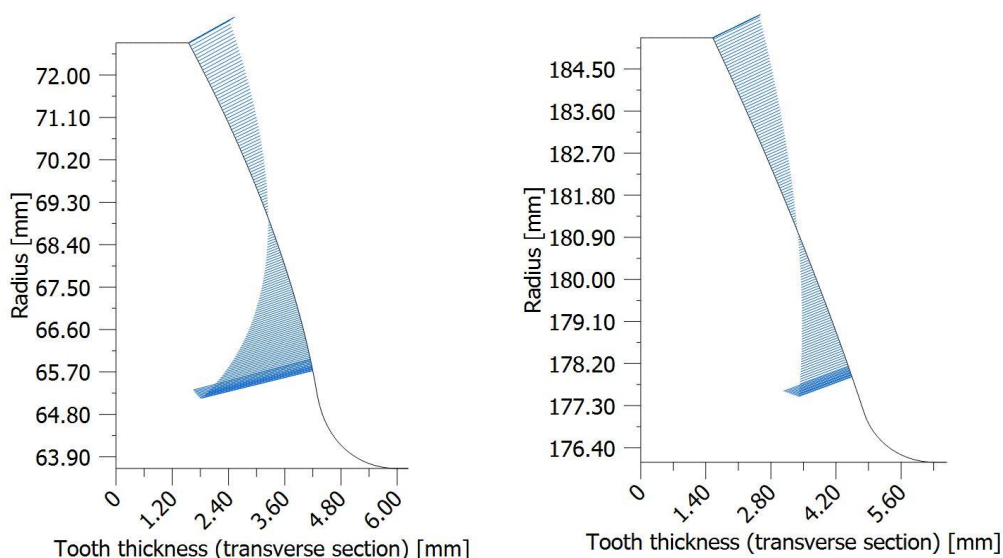
Tabulka 24: Skutečné hodnoty bezpečnosti proti únavovému poškození boku zubů S_H

Skutečné hodnoty bezpečnosti únavového poškození všech kol jsou vyšší než minimální požadované a součásti tak vyhovují kontrole.

5.1.3 Abrazivní otěr

Abrazivní otěr je opotřebení, které je přirozeným jevem polo-kapalinového tření. Toto opotřebení lze snížit, jak materiálovými charakteristikami jako je vysoká tvrdost zubů, tak vysokou jakostí povrchu boku zubu. Dalším parametrem, který ovlivňuje abrazivní otěr jsou měrné skluzy v soukolí, které čím jsou vyrovnanější tím lépe.[32]

Nulový skluz by znamenal dokonalé odvalování, avšak u evolventních ozubených kol existuje pouze jeden bod (pól dotyku) na křivce záběru, ve kterém dochází k dokonalému odvalování, což můžeme vidět na následujících obrázcích zubu pastorku 1 a kola 2.



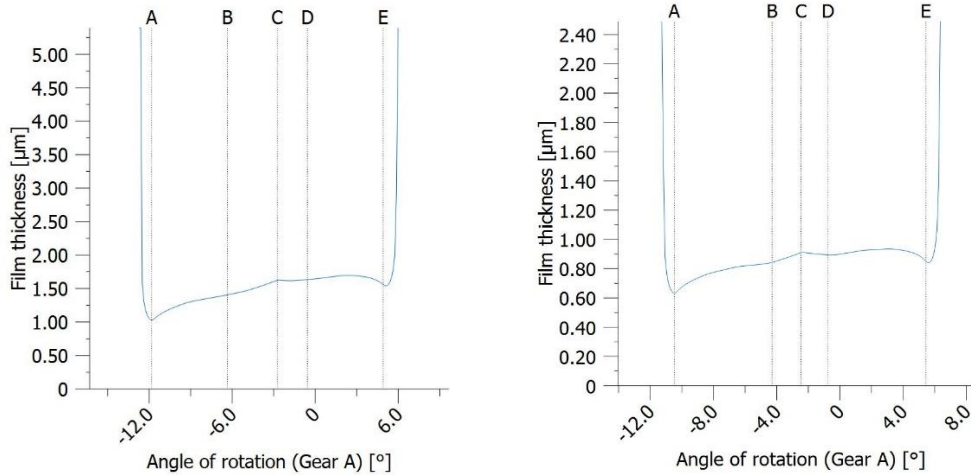
Graf 14: Vlevo: Skluzy po bocích zubu pastorku 1; Vpravo: Skluzy po bocích zubu kola 2

Skluz po bocích zubů poté vede ke zvýšené skluzové rychlosti, která má za důsledek vytlačování oleje, snižování vrstvy olejového filmu a následně kontaktu kov na kov. Tato rychlost je při rovnoměrném otáčení kol přímo úměrná vzdálenosti bodu dotyku od pólu a přímo ovlivňuje vrstvu olejového filmu v záběru.

Kontrola olejového filmu

Na následujících grafech lze vidět tloušťku olejového filmu v obou soukolích, která dosahuje nejmenších hodnot právě v bodech nejvíce vzdálených od pólu pohybu. Tato tloušťka olejového filmu byla vypočtena při takovém objemovém průtoku oleje k ozubeným soukolím, který

zajistí právě dostatečné chlazení (na návrhovou teplotu 70 °C) a mazání. Návrh zvoleného způsobu mazání, chlazení a následný výpočet potřebných trysek olejového systému je uveden v kapitole (6. Koncepční návrh a rozbor olejového systému).



Graf 15: Vlevo: tloušťka olejového filmu po křivce záběru soukolí 12;
Vpravo; tloušťka olejového filmu po křivce záběru soukolí 34

Minimální tloušťka vrstvy pro jednotlivé druhy mazadel je stanovena podle následujícího vztahu a vynesena v tabulce.[40]

$$H_{min} = 2.65 * U^{0.7} + G^{0.54} + W^{-0.13} \quad (26)$$

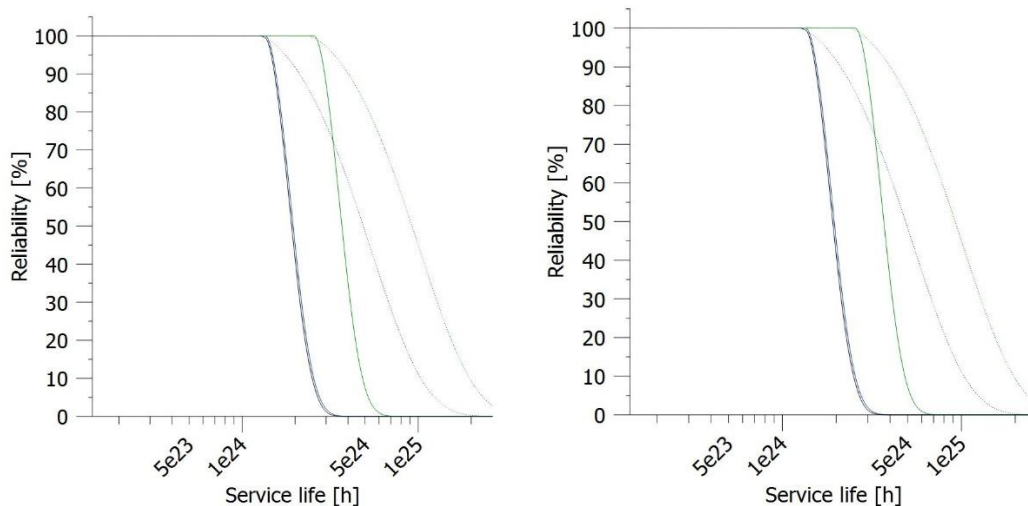
Dataset	Lubricant description	Specification	Viscosity at 95-100 °C, cSt	Film thickness, μm
1	Polyolester	MIL-L-7808	3.2	0.28
2	Polyolester	None ¹⁾	4.3	0.40
3	Polyolester	MIL-L-23699	5.2	0.48
4	Polyolester	DOD-L-85734	5.2	0.51
5	Polyolester	DOD-L-85734	5.4	0.51
6	Polyolester	MIL-L-23699	5.4	0.52
7	Polyalkylene-glycol	DERD 2487	7.4	0.65
8	Polyolester	None ¹⁾	8.8	0.72
9	Polyolester	None	9.0	0.73
10	Polyolester	None	9.1	0.75
11	Polyolester	DOD-L-85734	5.4	0.51
12	Naphthenic mineral oil	None	7.1	0.60
13	Synthetic paraffinic	"NASA Stnd"	5.7	0.50
14	Synthetic paraffinic	"NASA Stnd"	5.7	0.50

Tabulka 25: Minimální tloušťka olejového filmu v závislosti na typu oleje [39]

Při zvolené drsnosti boku zubů $R_a = 3.2$ zůstává v soukolí 12 nejnižší dosažená hodnota olejového filmu $H_{min12} = 0.952 \mu\text{m}$ a v soukolí 34 $H_{min34} = 0.546$. Experimentálně bylo zjištěno, že minimální tloušťka olejového filmu pro lubrikanty dle normy MIL-L-23699, pod kterou je olej motoru H80 Mobil Jet Oil II certifikovaný, je $0.52 \mu\text{m}$. Obě soukolí tedy splňují podmínku pro to, aby nedocházelo ke kontaktu zubů bez olejového filmu.

Kontrola spolehlivosti a životnosti

Je-li dostatečná tloušťka olejového filmu a neuvažují-li se abrazivní částice v oleji, nedochází k opotřebením otěrem a hodnoty spolehlivosti a tím i životnosti narůstají do obrovských mezí. Byly vykresleny grafy spolehlivosti, které udávají dobu spolehlivosti mnohonásobně větší než stanovených 18 000 hodin návrhové životnosti. Ozubená soukolí tak vyhovují podmínce kontroly opotřebením abrazí.



Graf 16: Vlevo: spolehlivost soukolí 12; Vpravo: spolehlivost soukolí 34

5.1.4 Zadírání (Scuffing)

Tento druh poškození nastává nejčastěji u ozubených soukolí, která pracují s velkým zatížením a při vysokých otáčkách. Zadírání obecně vzniká při obvodových rychlostech vyšších než 3 m/s a je výsledkem buď úplné absence mazacího filmu nebo jeho porušení vlivem vysokých teplot. Povrchová zrna kola s materiálem o menší soudržnosti se vytrhávají, zatímco na spolu zabírajícím zubu vznikají nárůstky, ty poté mají za důsledek poškození povrchu zubu. Takovéto studené přivařování zrn je možné pouze při kovově čistém dotyku bez olejového filmu. Tato situace nastává při zvýšené teplotě v místech záběru, kdy vlivem vysoké teploty klesá viskozita oleje. Druhým důležitým faktorem je intenzivní tlak v místě dotyku, který může vést i k promáčknutí olejového filmu.

Součinitele bezpečnosti proti vzniku zadírání za objemové teploty zubu SS_{min} a za lokálního přírůstku teploty SB_{min} jsou také určeny tabulkovými hodnotami. Oba tyto koeficienty udávají index rizika vytrhávání zrn z boku zubu a vzniku nárůstku na zubu druhého spolu-zabírajícího kola pro danou dvojici materiálů. [38]

Required safeties for metal (ISO/DIN)				
		$m_n \leq 0.5 \text{ mm}$	$m_n = 1.0 \text{ mm}$	$m_n \geq 2.0 \text{ mm}$
Root safety	SF_{min}	0.600	1.200	1.400
Flank safety	SH_{min}	0.600	0.900	1.000
Safety against scuffing (integral temperature)	SS_{min}	0.900	1.800	1.800
Safety against scuffing (flash temperature)	SB_{min}	1.000	2.000	2.000
Safety against micropitting	SI_{min}	2.000	2.000	2.000
Safety against tooth flank fracture	SFF_{min}	1.200	1.200	1.200

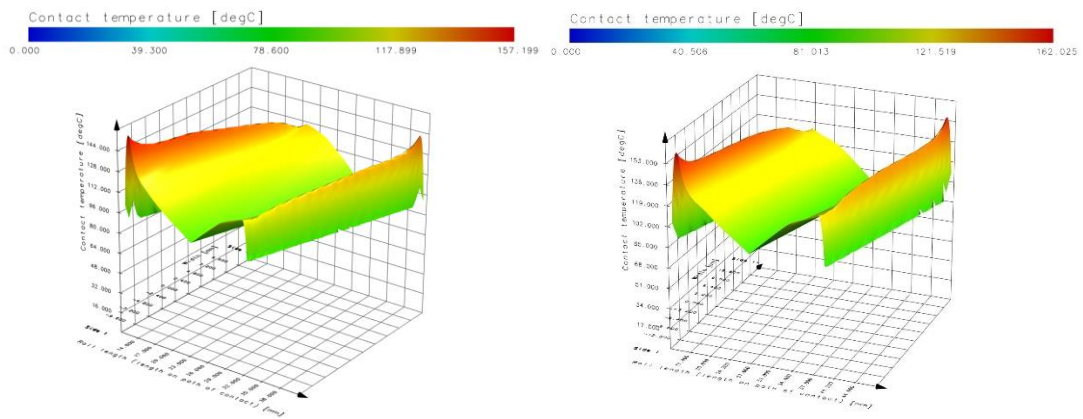
Tabulka 26: Doporučené hodnoty bezpečnosti proti zadírání dle ISO 6336 [34]

Výpočet těchto součinitelů bez moderní výpočetní techniky je prakticky nemožný, jelikož se sestává z velkého počtu iteračních výpočtů a desítek proměnných. V každém bodě dotykové čáry využívá výpočtový software data z kontaktní analýzy pro výpočet součinitelů bezpečnosti S_{Bmin} a S_{Smin} .

Ozubená kola	S_{Smin}	S_{Bmin}	S_S	S_H
Pastorek 1	1.8	2.0	3.045	3.601
Kolo 2				
Pastorek 3	1.8	2.0	3.949	3.800
Kolo 4				

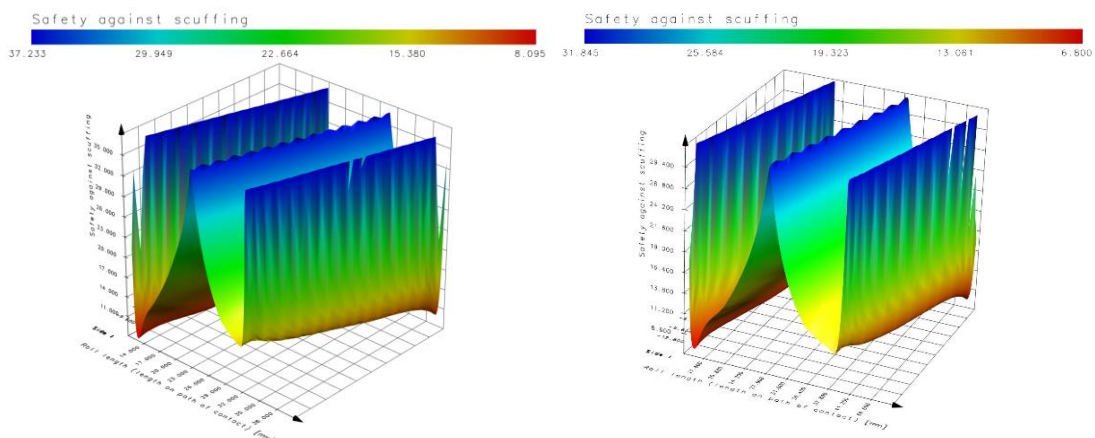
Tabulka 27: Skutečné hodnoty bezpečností S_S a S_H proti zadírání všech pastorků a kol.

V následujících grafech je vynesena průběh teploty zubu po šířce záběrové křivky a šířce zubu. Ta v žádném místě nepřesahuje povolenou teplotu zvoleného oleje, která je 204°C.



Graf 17: Vlevo: průběh kontaktní teploty v soukolí 12; Vpravo: průběh kontaktní teploty v soukolí 34

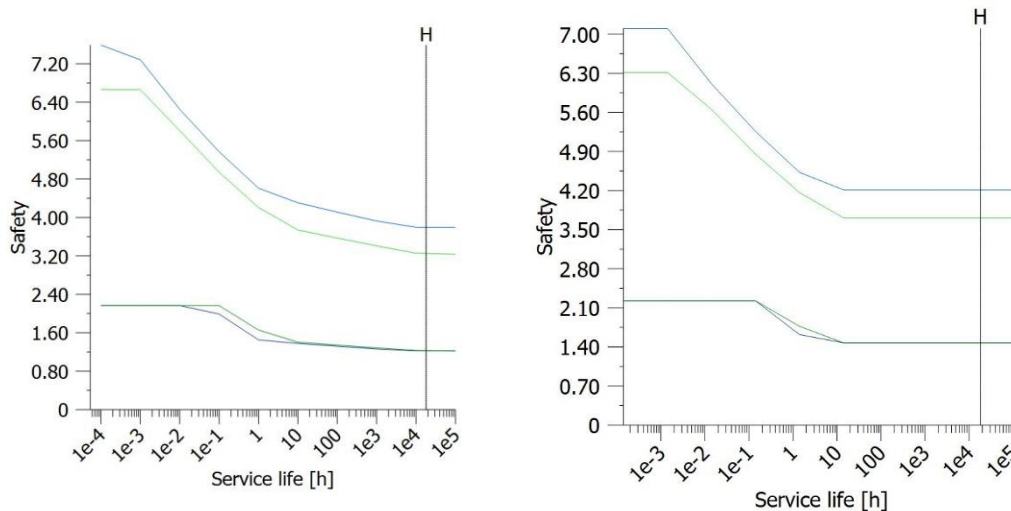
Nejmenší bezpečnost je v krajních místech záběrové čáry, kde vlivem velkých skluzů narůstají skluzové rychlosti, roste teplota a snižuje se viskozita oleje. Rozložení celkové bezpečnosti proti zadírání je znázorněna níže. Ta vychází z obou výše zmíněných bezpečností.



Graf 18: Vlevo: průběh celkové bezpečnosti proti zadírání soukolí 12; Vpravo: průběh celkové bezpečnosti proti zadírání soukolí 34

5.1.5 Celková únava ozubených soukolí

Vypočtené bezpečnostní součinitele odpovídají návrhové životnosti 18 000 hodin. V následujících grafech jsou vyneseny průběhy bezpečnostních součinitelů v závislosti na životnosti.



Graf 19: Vlevo: závislost všech skutečných součinitelů bezpečnosti soukolí 12 na návrhovém čase; Vpravo: závislost všech skutečných součinitelů bezpečnosti soukolí 34 na návrhovém čase

5.2 Kontrola ložisek

Dynamicky namáhaná ložiska v převodovce byla zkontrolována na únavové poškození materiálu, které následně vede nejčastěji k vydrolování ložisek. Nejdříve byly stanoveny silové poměry v soukolích v rovině radiálních a axiálních složek síly. Smysl otáčení hřídelů vychází ze smyslu otáčení volné turbíny. Stoupání boku zubů všech ozubených pastorků a kol bylo zvoleno tak, aby mohla být zachycována axiální složka síly na předlohovém hřídeli pro systém měření kroutícího momentu.

5.2.1 Silové poměry

Všechny pastorky a kola mají nenulové jednotkové posunutí x , z toho důvodu byly vypočteny síly za pomoci valivých parametrů označených koeficienty w .

Síly působící na pastorek 1:

$$F_{t12} = \frac{2 * M_{k1}}{d_{w1}} = \frac{2 * 232\,800}{137.931} = 3\,375.60 \text{ N}$$

$$F_{r12} = F_{t12} * \frac{\text{tg}(\alpha_{12nw})}{\cos(\beta_{12w})} = 3\,375.60 * \frac{\text{tg}(21.662 * \pi/180)}{\cos(20.232 * \pi/180)} =$$

$$= 3\,375.60 * \frac{\text{tg}(0.378)}{\cos(0.353)} = 1\,428.88 \text{ N}$$

$$F_{a12} = F_{t12} * \text{tg}(\beta_{12w}) = 3\,375.60 * \text{tg}\left(20.232 * \frac{\pi}{180}\right) = 1\,244.12 \text{ N}$$

Síly působící na kolo 2:

$$F_{t21} = \frac{2 * M_{k2}}{d_{w2}} = \frac{2 * 611\,100}{362.069} = \mathbf{3375.60\,N}$$

$$F_{r21} = F_{t21} * \frac{\operatorname{tg}(\alpha_{21nw})}{\cos(\beta_{21w})} = F_{r12} = \mathbf{1\,428.88\,N}$$

$$F_{a21} = F_{a12} = \mathbf{526.63\,N}$$

Síly působící na pastorek 3:

$$F_{t34} = \frac{2 * M_{k2}}{d_{w3}} = \frac{2 * 611\,100}{172.897} = \mathbf{7\,068.94\,N}$$

$$\begin{aligned} F_{r34} &= F_{t34} * \frac{\operatorname{tg}(\alpha_{34nw})}{\cos(\beta_{34w})} = 7\,068.94 * \frac{\operatorname{tg}\left(20.440 * \frac{\pi}{180}\right)}{\cos\left(15.044 * \frac{\pi}{180}\right)} = \\ &= 7\,068.94 * \frac{\operatorname{tg}(0.357)}{\cos(0.263)} = \mathbf{2\,728.03\,N} \end{aligned}$$

$$F_{a34} = F_{t34} * \operatorname{tg}(\beta_{34w}) = 7\,068.94 * \operatorname{tg}\left(15.044 * \frac{\pi}{180}\right) = \mathbf{1899.94\,N}$$

Síly působící na kolo 4:

$$F_{t43} = \frac{2 * M_{k3}}{d_{w43}} = \frac{2 * 1\,156\,100}{327.103} = \mathbf{7\,068.73\,N}$$

$$\begin{aligned} F_{r43} &= F_{t43} * \frac{\operatorname{tg}(\alpha_{43nw})}{\cos(\beta_{43w})} = 7\,068.73 * \frac{\operatorname{tg}\left(20.440 * \frac{\pi}{180}\right)}{\cos\left(15.044 * \frac{\pi}{180}\right)} = \\ &= 7\,068.73 * \frac{\operatorname{tg}(0.357)}{\cos(0.263)} = \mathbf{2\,727.95\,N} \end{aligned}$$

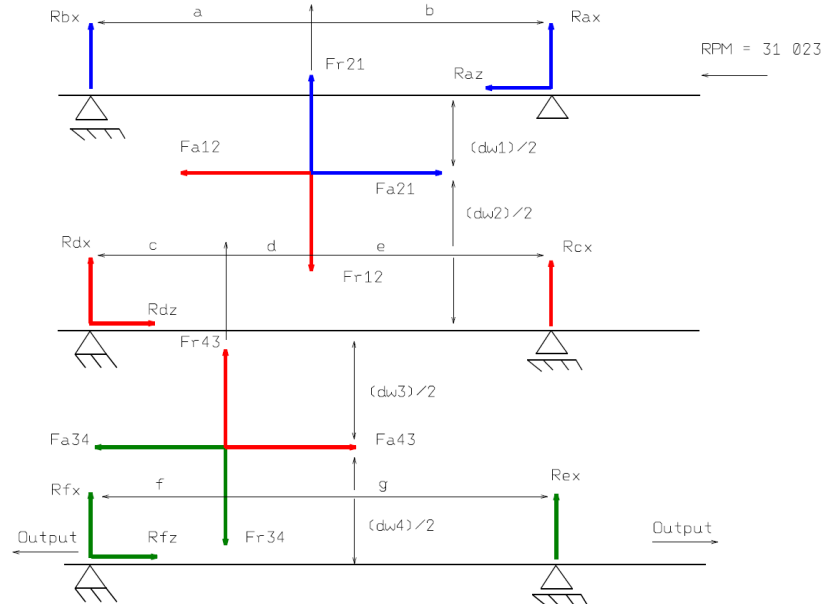
$$F_{a43} = F_{t43} * \operatorname{tg}(\beta_{43w}) = 7\,068.73 * \operatorname{tg}\left(15.044 * \frac{\pi}{180}\right) = \mathbf{1899.88\,N}$$

5.2.2 Reakce v ložiskách - rovina F_r

$F_R + F_A$

Smysl stoupání boku zuby 1. pastorku: levý
Smysl stoupání koby zuby 2. kola: pravý

Smysl otáčení 1. pastorku: proti směru HR
Smysl otáčení 2. kola: po směru HR



Smysl stoupání boku zuby 3. pastorku: pravý
Smysl stoupání koby zuby 4. kola: levý

Smysl otáčení 3. pastorku: po směru HR
Smysl otáčení 4. kola: proti směru HR

Obrázek 33: Diagram axiálních a radiálních složek síly v ozubení

Vzdálenosti mezi působišti sil							
Označení	a	b	c	d	e	f	g
Velikost [mm]	46	46	30	38	22	56	56

Tabulka 28: Vzdálenosti mezi reakcemi a silami na hřídelích

Reakce v podpěrách A a B:

$$M_B: -R_{ax} * (a + b) - F_{r21} * (a) - F_{a21} * \left(\frac{d_{w1}}{2}\right) = 0$$

$$R_{ax} = \frac{-F_{r21} * (a) - F_{a21} * \left(\frac{d_{w1}}{2}\right)}{(a + b)} = -1\,647.07\text{ N}$$

$$x: R_{bx} + F_{r21} + R_{ax} = 0$$

$$R_{bx} = -F_{r21} - R_{ax} = 218.18\text{ N}$$

$$R_{az} = F_{a21} = 1\,244.12\text{ N}$$

Reakce v podpěrách C a D:

$$M_D: -R_{cx} * (c + d + e) + F_{r12} * (c + d) - F_{r43} * (c) - F_{a12} * \left(\frac{d_{w2}}{2}\right) - F_{a43} * \left(\frac{d_{w3}}{2}\right) = 0$$

$$R_{cx} = \frac{F_{r12} * (c + d) - F_{r43} * (c) - F_{a12} * \left(\frac{d_{w2}}{2}\right) - F_{a43} * \left(\frac{d_{w3}}{2}\right)}{(c + d + e)} = -4\ 157.17\ N$$

$$x: R_{dx} + F_{r43} - F_{r12} + R_{cx} = 0$$

$$R_{dx} = -F_{r43} + F_{r12} - R_{cx} = 3\ 122.5\ N$$

$$z: R_{dz} - F_{a12} + F_{a43} = 0$$

$$R_{dz} = F_{a12} - F_{a43} = -655.76\ N$$

Reakce v podpěrách E a F:

$$M_F: -R_{ex} * (f + g) + F_{r34} * (f) - F_{a34} * \left(\frac{d_{w4}}{2}\right) = 0$$

$$R_{ex} = \frac{F_{r34} * (f) - F_{a34} * \left(\frac{d_{w4}}{2}\right)}{(f + g)} = -1\ 410.42\ N$$

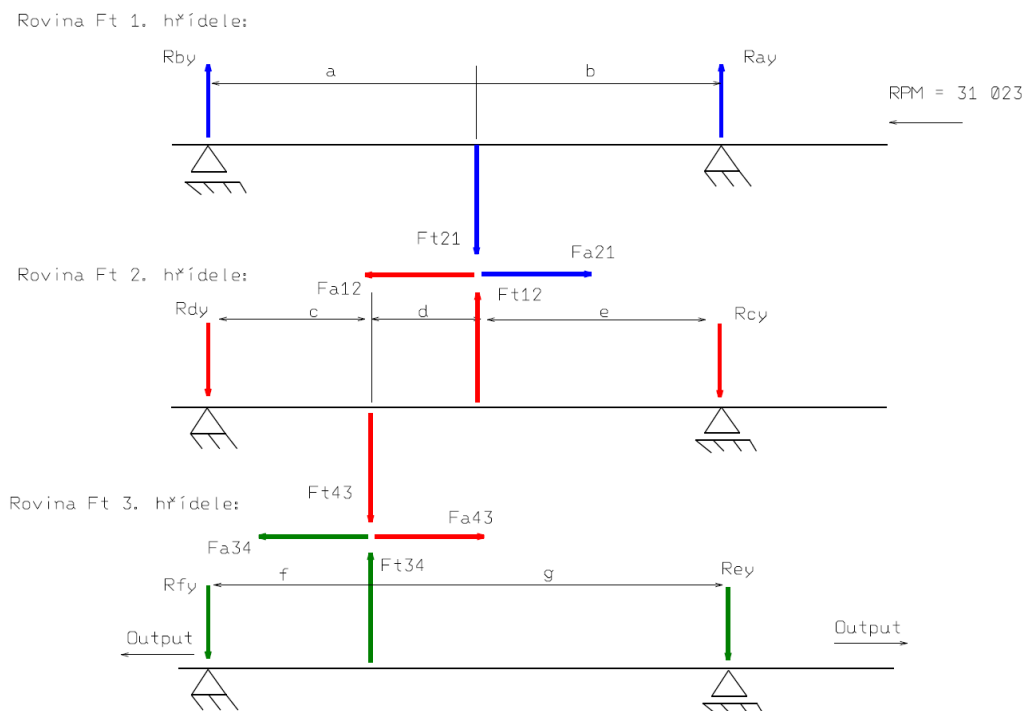
$$x: R_{fx} - F_{r34} + R_{ex} = 0$$

$$R_{fx} = F_{r34} - R_{ex} = 4\ 138.46\ N$$

$$R_{fz} = F_{a34} = 1\ 899.94\ N$$

5.2.3 Reakce v ložiskách – rovina Ft

FT



Obrázek 34: Silové poměry v tečné rovině

Reakce v podpěrách A a B:

$$\mathbf{M}_B: -R_{ay} * (a + b) + F_{t21} * (a) - F_{a12} * \left(\frac{d_{w1}}{2}\right) = 0$$

$$R_{ay} = \frac{F_{t21} * (a) - F_{a12} * \left(\frac{d_{w1}}{2}\right)}{(a + b)} = \mathbf{755.18\ N}$$

$$\mathbf{y}: R_{by} + R_{ay} - F_{t21} = 0$$

$$R_{by} = -R_{ay} + F_{t21} = \mathbf{1\ 687.8\ N}$$

Reakce v podpěrách C a D:

$$\mathbf{M}_D: F_{t43} * (c) - F_{t12} * (c + d) + R_{cy} * (c + d + e) - F_{a12} * \left(\frac{d_{w2}}{2}\right) - F_{a43} * \left(\frac{d_{w3}}{2}\right) = 0$$

$$R_{cy} = \frac{F_{t12} * (c + d) - F_{t43} * (c) + F_{a12} * \left(\frac{d_{w2}}{2}\right) + F_{a43} * \left(\frac{d_{w3}}{2}\right)}{(c + d + e)} = \mathbf{4\ 521.66\ N}$$

$$\mathbf{y}: -F_{t43} + F_{t12} - R_{cy} - R_{dy} = 0$$

$$R_{dy} = -F_{t43} + F_{t12} - R_{cy} = \mathbf{-8.448.52\ N}$$

Reakce v podpěrách E a F:

$$\mathbf{M}_F: R_{ey} * (f + g) - F_{t34} * (f) - F_{a34} * \left(\frac{d_{w4}}{2}\right) = 0$$

$$R_{ey} = \frac{F_{t34} * (f) + F_{a34} * \left(\frac{d_{w4}}{2}\right)}{(f + g)} = \mathbf{6\ 308.91\ N}$$

$$\mathbf{y}: -R_{fy} - R_{ey} + F_{t43} = 0$$

$$R_{fy} = -R_{ey} + F_{t43} = \mathbf{760.03\ N}$$

5.2.4 Ekvivalentní zatížení a životnost ložisek

Návrhová životnost ložisek A a B byla stanovena na 7 920 hodin s plánem výměny při každé druhé generální opravě po 7 200 hodinách a 10 % je přidáno jako rezerva. Jediná ložiska, která dokáží vydržet rychlosti přes 30 000 ot/min jsou velmi přesná kuličková ložiska s kosoúhlým stykem.

$$F_{ekvivalentí_A} = X * \left(\sqrt{R_{ax}^2 + R_{ay}^2}\right) + Y * (R_{az}) = \mathbf{1679.74\ N}$$

$$L_N = \left(\frac{C_A}{F_{ekvivalentí_A}}\right)^3 * \frac{10^6}{60 * n_1} \geq 7\ 920\ \text{hodin}$$

$$C_A = \sqrt[3]{\frac{60 * L_N * n_1}{10^6} * F_{ekvivalentí_A}} = \sqrt[3]{\frac{60 * 7\ 920 * 31\ 023}{10^6}} * 1\ 679.74$$

$$C_A = 39\,899.24\,N$$

Pro zvolené ložisko SKF 7209 CD/HCP4A je součinitel $Y = 0.52$ a $X = 0.57$

$$F_{ekvivalenti_B} = \left(\sqrt{R_{bx}^2 + R_{by}^2} \right) = 2\,629.49\,N$$

$$L_N = \left(\frac{C_B}{F_{ekvivalenti_B}} \right)^3 * \frac{10^6}{60 * n_1} \geq 7\,920\,hodin$$

$$C_B = \sqrt[3]{\frac{60 * L_N * n_1}{10^6}} * F_{ekvivalenti_B} = \sqrt[3]{\frac{60 * 7\,920 * 31\,023}{10^6}} * 2\,629.49 = 64\,475\,N$$

Ložisko s takovou únosností se standartně nevyrábí. Proto byla trvanlivost snížena s plánem na výměnu po každé generální opravě.

$$C_B = \sqrt[3]{\frac{60 * 3\,960 * 31\,023}{10^6}} * 2\,629.49 = 51\,174\,N$$

Návrhová životnost ložisek C, D a axiálního ložiska byla stanovena také na 7 920 hodin. Pro přenos radiálního zatížení byla vybrána dvě válečková ložiska a pro přenos axiálního zatížení axiální do systému měření kroutícího momentu bylo zvoleno kuličkové ložisko.

$$F_{ekvivalenti_CD} = \left(\sqrt{R_{cx}^2 + R_{cy}^2} \right) = 6\,142.27\,N$$

$$C_{CD} = \sqrt[10]{\frac{60 * L_N * n_2}{10^6}} F_{ekvivalenti_CD} = \sqrt[10]{\frac{60 * 7\,920 * 11\,818}{10^6}} 6\,142.27 = 81\,875.70\,N$$

Výpočet ložiska přenášející axiální sílu pro měření kroutícího momentu.

$$F_{ekvivalenti_axial} = (R_{dz}) = 655.76\,N$$

$$C_{axial} = \sqrt[3]{\frac{60 * 7\,920 * 11\,818}{10^6}} * 655.76 = 11\,656.06\,N$$

Ložiska E a F byla taktéž navržena na výměnu při každé druhé generální opravě. Byla vybrána dvě kuželíková ložiska instalovaná do X pro přenos kombinovaného zatížení.

$$F_{ekvivalenti_E} = \left(\sqrt{R_{ex}^2 + R_{ey}^2} \right) = 6\,464.65\,N$$

$$C_E = \sqrt{\frac{10}{3} \frac{60 * L_N * n_3}{10^6}} * F_{ekvivalenti_E} = \sqrt{\frac{10}{3} \frac{60 * 7\,920 * 6\,247}{10^6}} * 6\,464.65 = \mathbf{71\,172.04\,N}$$

$$F_{ekvivalenti_F} = X * \left(\sqrt{R_{fx}^2 + R_{fy}^2} \right) + Y * (R_{fz}) = \mathbf{5\,396.19\,N}$$

Pro zvolené ložisko SKF 32008 X je součinitel Y = 1.6 a X = 0.56

$$C_F = \sqrt{\frac{10}{3} \frac{60 * L_N * n_3}{10^6}} * F_{ekvivalenti_E} = \sqrt{\frac{10}{3} \frac{60 * 7\,920 * 6\,247}{10^6}} * 5\,396.19 = \mathbf{59\,408.91\,N}$$

Tabulka zvolených ložisek					
Pozice	Ložisko	C [kN]	L_N [h]	n_{max} [min ⁻¹]	$n_{hřidel}$ [min ⁻¹]
Přesná kuličková ložiska s axiálním stykem					
a	SKF 7209 CD/HCP4A	42.3	8 579	32 000	31 023
b	SKF S7209 CD/HCP4AH	53.1	4 424	34 000	
Jednořadá válečková ložiska					
c	SKF NU 2306 ECML	83	8 288	19 000	11 818
d					
Jednořadá kuželíková ložiska uspořádána do X					
e	SKF 30208	75.8	9 770	8 500	6 247
f	SKF 32008 X	64.7	10 525	9 500	
Jednořadá kuličková ložiska					
axiální	SKF 7206 BEGBP	24	69 136	14 000	11 818

Tabulka 29: Zvolená ložiska a jejich trvanlivost [41]

Z důvodu nedostatečné databáze katalogů ložisek nebyla ložiska navržena a životnost ložisek zkontrolována v softwaru KissSoft.

5.3 Kontrola hřídelů

V následující kapitole byly všechny hřídele zkontrolovány na krut a na ohyb. Dovolené hodnoty napětí v krutu, tahu, tlaku a ohybu byly převzaty z materiálové knihovny softwaru KissSoft.

5.3.1 Kontrola vstupního hřídele na krut pod ložiskem

Hřídel je spolu s pastorkem vyroben z jednoho kusu materiálu 34CrAlNi7-10 a v místě pod prvním ložiskem A je zatížen pouze kroutícím momentem.

d [mm]	M _{k1} [Nm]	τ _{Dk} [N/mm ²]
45	232.8	260

Tabulka 30: Charakteristika vstupního hřídele zatíženého krutem

$$W_{k1} = \frac{\pi * d^3_1}{16} = \frac{\pi * 45^3}{16} = \mathbf{17\ 892.350\ mm^3}$$

$$\tau_{k1} = \frac{M_{k1}}{W_{k1}} = \frac{232\ 800}{17\ 892.35} = \mathbf{13.010\ Nmm^{-2} < \tau_{Dk}}$$

5.3.2 Kontrola vstupního hřídele na kombinované namáhání

Namáhání hřídele je v tomto případě kombinací ohybu a krutu.

M _{k1} [Nm]	d [mm]	M _o [Nm]	R _e [N/mm ²]
232.8	45	120.956	680

Tabulka 31: Charakteristika vstupního hřídele zatíženého kombinovaným namáháním

Ohybový moment v rovině tečných sil

$$M_{o1y_max} = -R_{by} * a = (-R_{ay} * b) - \left(F_{a21} * \left(\frac{d_{w1}}{2} \right) \right) = \mathbf{-120.539\ Nm}$$

Ohybový moment v rovině radiálních sil

$$M_{o1x_max} = -R_{bx} * a = -(-R_{ax} * b) - \left(F_{a21} * \left(\frac{d_{w1}}{2} \right) \right) = \mathbf{-10.036\ Nm}$$

$$M_{o1_max} = \sqrt{M_{o1x_max}^2 + M_{o1y_max}^2} = \sqrt{(-120.539^2) + (-10.036^2)} = \mathbf{120.956\ Nm}$$

$$W_{o1} = \frac{\pi * d^3_1}{32} = \frac{\pi * 45^3}{32} = \mathbf{8\ 946.18\ mm^3}$$

$$\sigma_{o1_max} = \frac{M_{o1_max}}{W_{o1}} = \frac{120\ 956}{8\ 946.18} = \mathbf{13.520\ Nmm^{-2}}$$

Podle hypotézy Tresca vypočteme redukované napětí

$$\sigma_{o1_red} = \sqrt{\sigma_{o1_max}^2 + (\alpha * \tau_{k1_max})^2} = \sqrt{13.52^2 + (2 * 13.01)^2} = \mathbf{29.320\ Nmm^{-2}}$$

$$K_{k1} = \frac{R_e}{\sigma_{o1_red}} = \frac{680}{29.31} = 23.19 \rightarrow \mathbf{vyhovuje}$$

5.3.3 Průhyb vstupního hřídele a průběh redukovaného napětí

Výpočet v místě maximálního očekávaného průhybu je dán Mohrovým integrálem, kvadratickým momentem průřezu a modelem pružnosti v tahu. Modul pružnosti v tahu oceli 34CrAlNi7-10 je $E = 206\,000\text{ N/mm}^2$.

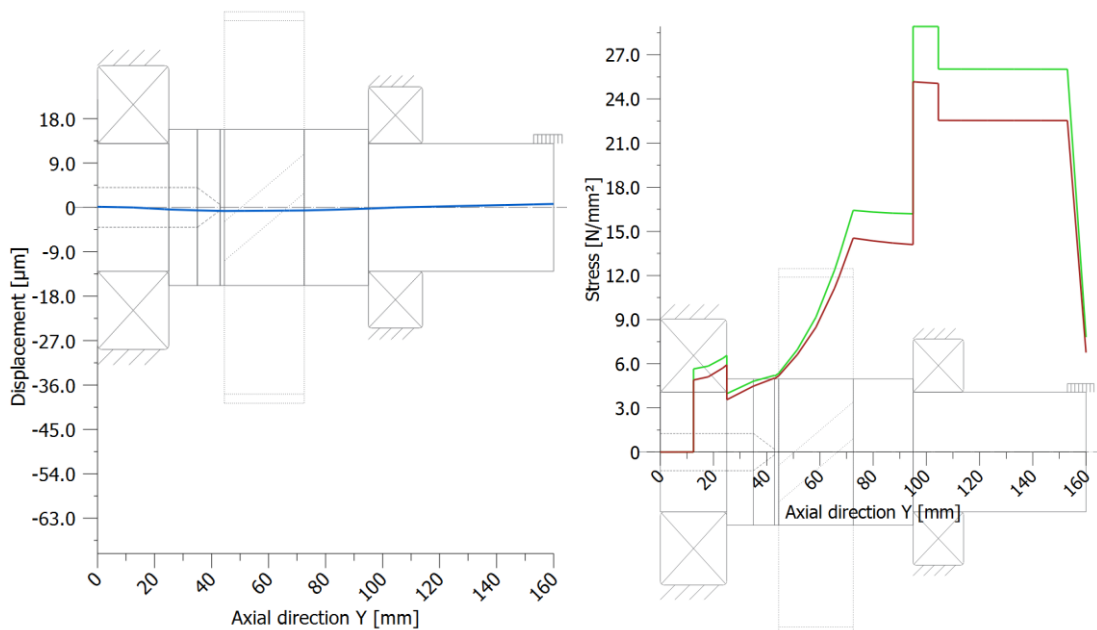
$$y_1 = \frac{1}{E * I_{y1}} \int_0^{(a+b)} M_1(x) * \delta M_1(x) * dx \quad (27)$$

$$I_{y1} = \frac{\pi * d_1^4}{64} = 2.01 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$y_1 = 0.713 \text{ } \mu\text{m}$$

Na následujících grafech lze vidět průhyb hřídele a průběh redukovaného napětí. Maximální průhyb nosníku $y_1 = 0.713 \text{ } \mu\text{m}$ nastává v místě pod pastorkem. U ocelových konstrukcí nesmí průhyb překročit jednu tisícinu délky hřídele.

$$y_{1max} = \frac{160}{1000} = 0.16 \text{ mm} \geq 0.713 \text{ } \mu\text{m} \rightarrow \text{navržený hřídel vyhovuje podmínce}$$



Graf 20: Vlevo: maximální průhyb vstupního hřídele;
Vpravo: průběh redukovaných napětí po délce hřídele

Skutečné napětí vznikající od kroutícího momentu volné turbíny a maximálního ohybového momentu od ozubeného kola není větší než dovolené napětí v krutu a tahu/tlaku pro materiál 34CrAlNi7-10. Hřídel tedy vyhovuje.

5.3.4 Kontrola předlohového hřídele na krut

Hřídel je spolu s pastorkem 3 vyroben stejně jako u vstupního hřídele z jednoho kusu materiálu 34CrAlNi7-10.

d [mm]	D [mm]	M _{k2} [Nm]	τ _{Dk} [N/mm ²]
72	92	611.1	260

Tabulka 32: Charakteristika předlohového hřídele namáhaného na krut

$$W_{k2} = \frac{\pi * (D_2^4 - d_2^4)}{16 * D} = \frac{\pi * 44\,765\,440}{1\,472} = \mathbf{95\,539.930\,mm^3}$$

$$\tau_{k2} = \frac{M_{k2}}{W_{k2}} = \frac{611\,100}{95\,539.93} = \mathbf{6.400\,Nmm^{-2} < \tau_{Dk}}$$

5.3.5 Kontrola předlohového hřídele na kombinované namáhání

Namáhání hřídele je v tomto případě také kombinací ohybu a krutu.

M _{k2} [Nm]	D-d [mm]	M _o [Nm]	R _e [N/mm ²]
611.1	20	262.866	680

Tabulka 33: Charakteristika předlohového hřídele namáhaného kombinací krutu s ohybem

Ohybový moment v rovině tečných sil

$$M_{o2y_max} = R_{dy} * c = \mathbf{-246.443\,Nm}$$

Ohybový moment v rovině radiálních sil

$$M_{o2x_max} = -R_{cx} * e = \mathbf{-91.457\,Nm}$$

$$M_{o2_max} = \sqrt{M_{o2x_max}^2 + M_{o2y_max}^2} = \sqrt{(-246.443^2) + (-91.457^2)} = \mathbf{262.866\,Nm}$$

$$W_{o2} = \frac{\pi * (D_2^4 - d_2^4)}{32 * D} = \frac{\pi * 44\,765\,440}{32 * 92} = \mathbf{47\,769.970\,mm^3}$$

$$\sigma_{o2_max} = \frac{M_{o2_max}}{W_{o2}} = \frac{262\,866}{47\,769.97} = \mathbf{5.503\,Nmm^{-2}}$$

Podle hypotézy Tresca vypočteme redukované napětí

$$\sigma_{o2_red} = \sqrt{\sigma_{o2_max}^2 + (\alpha * \tau_{k2_max})^2} = \sqrt{5.503^2 + (2 * 6.40)^2} = \mathbf{13.932\,Nmm^{-2}}$$

$$K_{k2} = \frac{R_e}{\sigma_{o2_red}} = \frac{680}{13.932} = 48.805 \rightarrow \mathbf{vyhovuje}$$

5.3.6 Průhyb předlohového hřídele a průběh redukováného napětí

Výpočet v místě maximálního očekávaného průhybu je dán Mohrovým integrálem, kvadratickým momentem průřezu a modelem pružnosti v tahu. Modul pružnosti v tahu jak oceli 34CrAlNi7-10, tak oceli 31CrMoV9 je $E = 206\,000 \text{ N/mm}^2$.

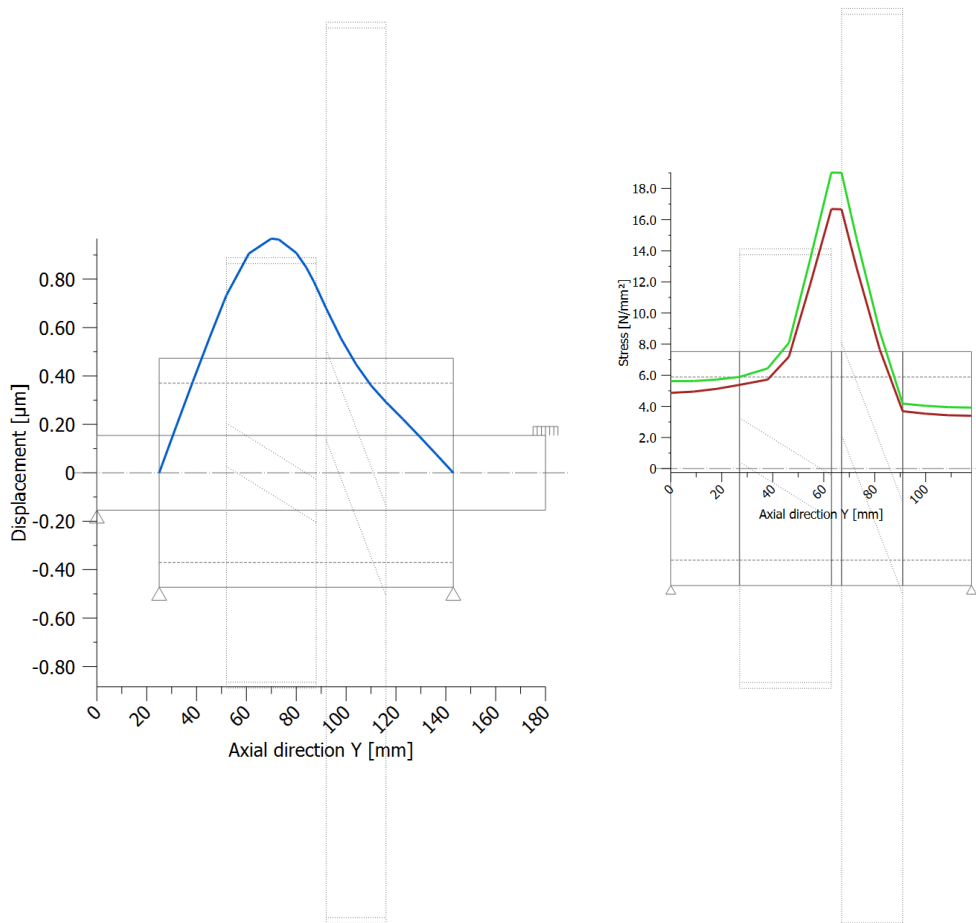
$$y_2 = \frac{1}{E * I_{y2}} \int_0^{(c+d+e)} M_2(x) * \delta M_2(x) * dx \quad (28)$$

$$I_{y2} = \frac{\pi}{64} * (D_2^4 - d_2^4) = 2.20 * 10^{-6} \text{ m}^4$$

$$y_2 = 0.967 \text{ } \mu\text{m}$$

V následujících grafech lze vidět průhyb nosníku a průběh redukováného napětí. K maximálnímu průhybu hřídele $y_2 = 0.967 \text{ } \mu\text{m}$ dochází pod pastorkem.

$$y_{2max} = \frac{118}{1000} = 0.118 \text{ mm} \geq 0.967 \text{ } \mu\text{m} \rightarrow \text{navržený hřídel vyhovuje podmínce}$$



Graf 21: Vlevo: maximální průhyb předlohového hřídele pod pastorkem;
Vpravo: průběh redukováných napětí po délce hřídele

Skutečné napětí vznikající od kroutícího momentu a maximálního ohybového momentu od ozubených soukolí není větší než dovolená mez kluzu pro materiál 34CrAlNi7-10. Hřídel tedy staticky vyhovuje.

5.3.7 Kontrola výstupního hřídele na krut

Pro výstupní hřídel byl zvolen stejný materiál, z jakého je vyrobeno ozubené kolo 4. Jde o nitrídanou ocel střední pevnosti 31CrMoV9.

d_3 [mm]	M_{k3} [Nm]	τ_{Dk} [N/mm ²]
40	1 156.1	315

Tabulka 34: Charakteristika výstupního hřídele namáhaného krutem

$$W_{k3} = \frac{\pi * d_3^3}{16} = \frac{\pi * 40^3}{16} = \mathbf{12\ 566.371\ mm^3}$$

$$\tau_{k3} = \frac{M_{k3}}{W_{k3}} = \frac{1\ 156\ 100}{12\ 566.37} = \mathbf{92.000\ Nmm^{-2} < \tau_{Dk}}$$

5.3.8 Kontrola výstupního hřídele na kombinované namáhání

Namáhání hřídele je v tomto případě také kombinací ohybu a krutu.

M_{k3} [Nm]	d [mm]	M_o [Nm]	R_e [N/mm ²]
1 156.1	40	362.019	900

Tabulka 35: Charakteristika výstupního hřídele zatíženého kombinací krutu s ohybem

Ohybový moment v rovině tečných sil

$$M_{o3y_max} = R_{ey} * d = \mathbf{353.298\ Nm}$$

Ohybový moment v rovině radiálních sil

$$M_{o3x_max} = -R_{ex} * g = \mathbf{78.983\ Nm}$$

$$M_{o3_max} = \sqrt{M_{o3x_max}^2 + M_{o3y_max}^2} = \sqrt{(-246.443^2) + (-91.457^2)} = \mathbf{362.019\ Nm}$$

$$W_{o3} = \frac{\pi * d_3^3}{32} = \frac{\pi * 64\ 000}{32} = \mathbf{6\ 283.185\ mm^3}$$

$$\sigma_{o3_max} = \frac{M_{o3_max}}{W_{o3}} = \frac{362\ 019}{6\ 283.185} = \mathbf{57.617\ Nmm^{-2}}$$

Podle hypotézy Tresca vypočteme redukované napětí

$$\sigma_{o3_red} = \sqrt{\sigma_{o3_max}^2 + (\alpha * \tau_{k3_max})^2} = \sqrt{57.617^2 + (2 * 92)^2} = \mathbf{192.810\ Nmm^{-2}}$$

$$K_{k3} = \frac{R_e}{\sigma_{03_red}} = \frac{900}{192.810} = 4.668 \rightarrow \text{vyhovuje}$$

5.3.9 Průhyb výstupního hřídele a průběh redukovaného napětí

Výpočet v místě maximálního očekávaného průhybu je dán Mohrovým integrálem, kvadratickým momentem průřezu a modelem pružnosti v tahu. Modul pružnosti v tahu oceli 31CrMoV9 je $E = 206\,000 \text{ N/mm}^2$.

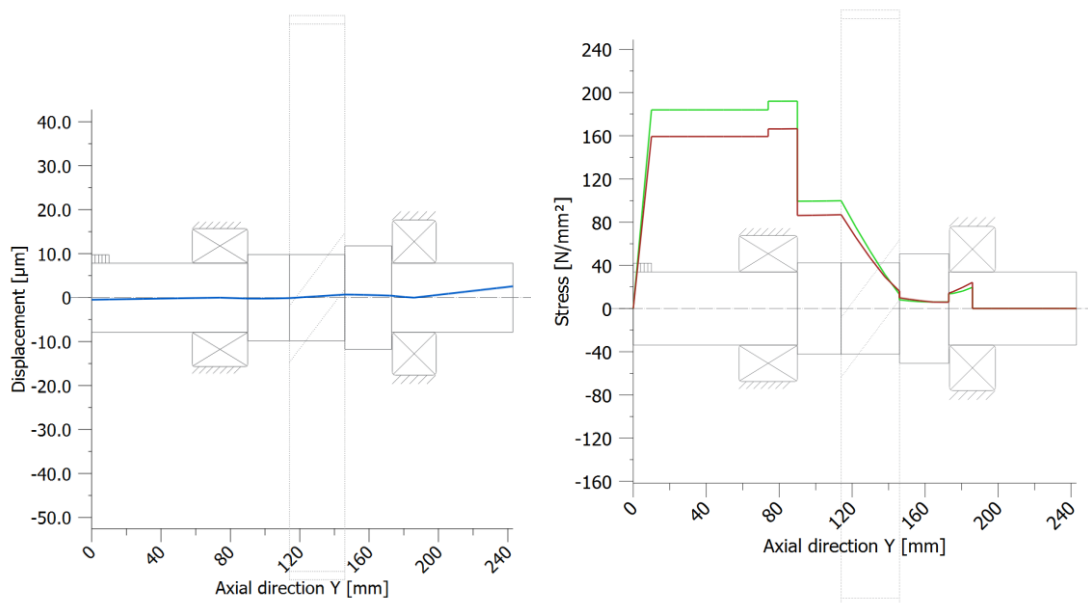
$$y_1 = \frac{1}{E * I_{y3}} \int_0^{(f+g)} M_3(x) * \delta M_3(x) * dx \quad (29)$$

$$I_{y3} = \frac{\pi * d_3^4}{64} = 1.26 * 10^{-7} \text{ m}^4$$

$$y_3 = 2.587 \mu\text{m}$$

Následující grafy ukazují průhyb hřídele a průběh redukovaného napětí po délce hřídele. Největší výchylka hřídele $y_3 = 2.587 \mu\text{m}$ nastane na jeho levém konci.

$$y_{3max} = \frac{243}{1000} = 0.243 \text{ mm} \geq 2.587 \mu\text{m} \rightarrow \text{navržený hřídel vyhovuje podmínce}$$



Graf 22: Vlevo: největší výchylka výstupního hřídele;
Vpravo: průběh redukovaných napětí po délce hřídele

Skutečné napětí vznikající od kroutícího momentu a maximálního ohybového momentu není větší než dovolená mez kluzu pro materiál 31CrMoV9. Výstupní hřídel vyhovuje podmínkám statické stability.

5.4 Campbellův diagram

Pomocí tohoto diagramu bylo vyšetřeno buzení vibrací na hřídelích. Na vodorovné ose je rozsah otáček jednotlivých hřídelů, zatímco na svislé ose jsou vlastní frekvence systému. Pro všechny hřídele jsou uvažovány první tři vlastní frekvence. Ve výpočtech byla započítána vlastní hmotnost hřídelů a gyroskopické momenty. Černá tečkovaná čára značí referenční rychlost otáčení daného hřídele.[37]

5.4.1 Vstupní hřídel

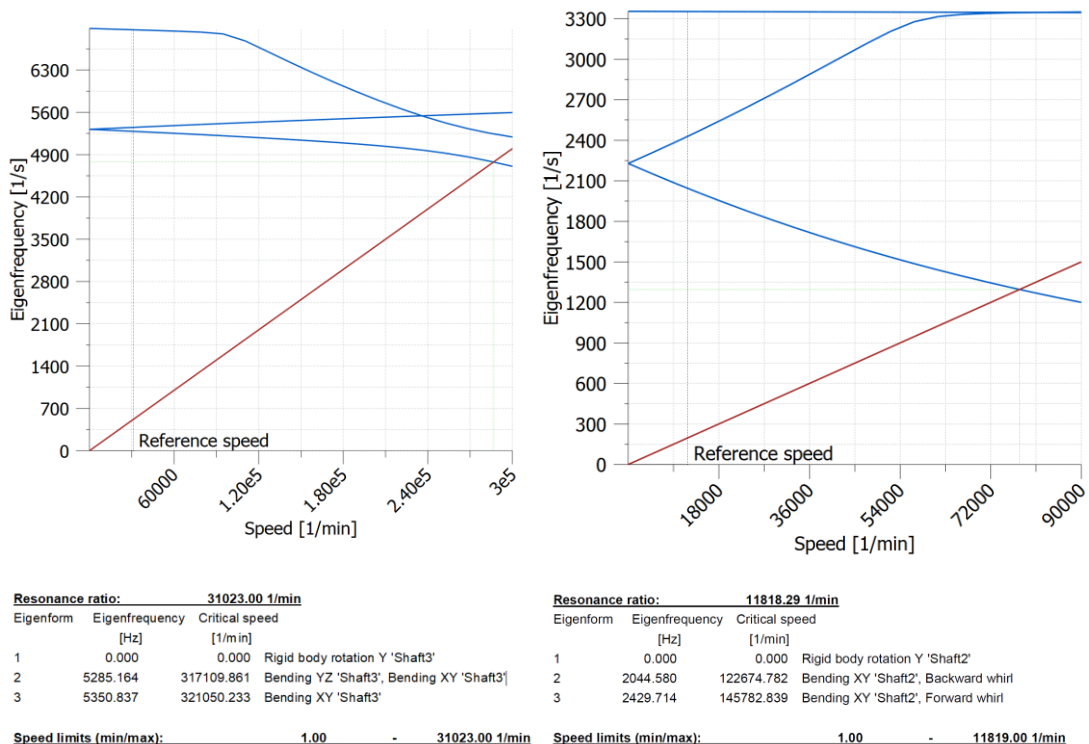
Bylo zjištěno, že v rozmezí provozních rychlostí nenastane stav rezonance. První vlastní frekvence pro maximální provozní rychlost otáčení (31 023 ot/min) je 5 285.164 Hz. Kritické vlastní frekvence 4 777.02 Hz by bylo dosaženo při kritické rychlosti otáčení přibližně 280 000 ot/min.

5.4.2 Předlohový hřídel

Bylo zjištěno, že v rozmezí provozních rychlostí nenastane stav rezonance. První vlastní frekvence pro maximální provozní rychlost otáčení (11 818.29 ot/min) je 2 044.580 Hz. Kritické vlastní frekvence 1 295.91 Hz by bylo dosaženo při kritické rychlosti okolo 77 000 ot/min.

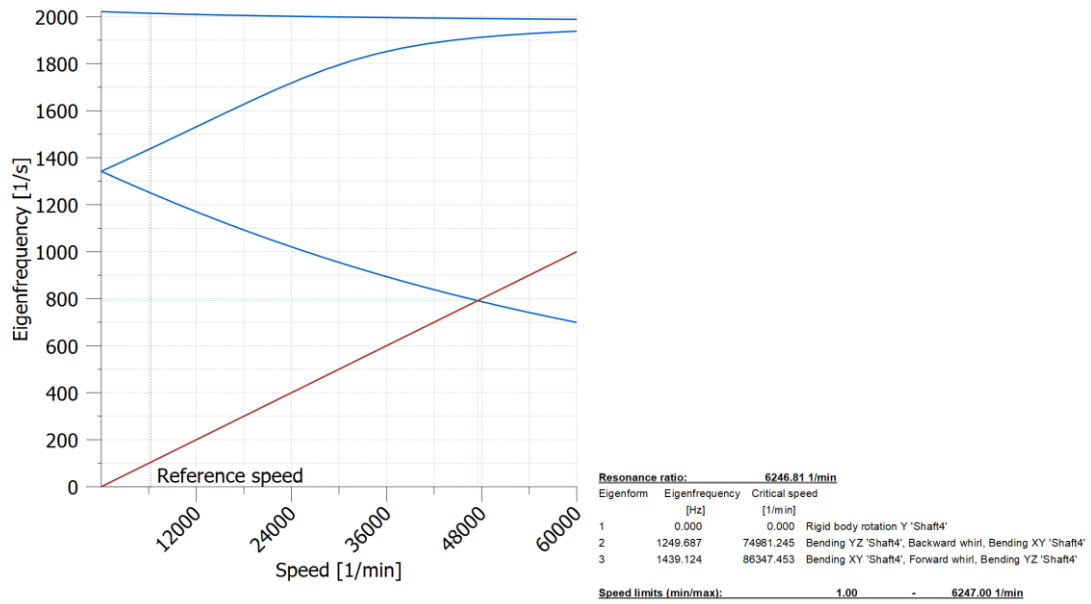
5.4.3 Výstupní hřídel

Bylo zjištěno, že v rozmezí provozních rychlostí nenastane stav rezonance. První vlastní frekvence pro maximální provozní rychlost otáčení (6 246.81 ot/min) je 1 249.687 Hz. Kritické vlastní frekvence 791.66 Hz by bylo dosaženo, pokud by se hřídel otáčel kritickou rychlostí zhruba 47 000 ot/min.



Graf 23: Vlevo: Campbellův diagram vstupního hřídele; Vpravo: Campbellův diagram předlohového hřídele

Pevnostní výpočet komponentů reduktoru



Graf 24: Campbellův diagram výstupního hřídele

Žádnému z hřídelů nehrozí v rozsahu provozních rychlostí (0 až 31 023 m/s) rozkmitání se do netlumených výchylek, které by vedli k destrukci systému.

6 Koncepční návrh a rozbor olejového systému

6.1 Požadavky předpisů

6.1.1 CS-27

„CS 27.1011 Motory:

- (a) **Každý motor musí být vybaven nezávislým olejovým systémem, který je schopen dodávat motoru odpovídající množství oleje o teplotě nepřevyšující maximum určené jako bezpečné pro trvalý provoz.**
- (b) **Využitelná kapacita oleje v každém systému nesmí být nižší než součin vytrvalosti letu rotorového letadla za kritických provozních podmínek a maximální spotřeby oleje při provozu motoru za stejných podmínek plus vhodná rezerva, která zajistí odpovídající cirkulaci a chlazení. Namísto racionálního výpočtu vytrvalosti a spotřeby může být použita použitelná kapacita oleje 3,8 litrů (0,83 britského galonu/1 americký galon) na každých 151 litrů (33,3 britských galonů/40 amerických galonů) využitelného paliva.**

CS 27.1027 Převody a převodové skříně: všeobecně

a) Systémy mazání pro součásti systému náhonu rotoru, které vyžadují trvalé mazání, **musí být dostatečně nezávislé na systému mazání motoru(ů)**, aby bylo zajištěno jejich mazání i při letu v režimu autorotace.

CS 27.1015 Zkoušky olejové nádrže

Každá olejová nádrž musí být navržena a zastavěna tak, aby bez vzniku netěsnosti odolala vnitřnímu tlaku 34 kPa (5 psi) s tou výjimkou, že každá palivová nádrž použitá s turbínovým motorem musí být navržena a zastavěna tak, aby bez vzniku netěsnosti odolala tlaku 34 kPa (5 psi) plus maximálnímu provoznímu tlaku nádrže.“[42]

6.1.2 CS-E

„CS-E 570 Olejový systém

f) (1) *Žádná nepřetlaková olejová nádrž nesmí propouštět, je-li vystavena působení maximální provozní teploty a rozdílu tlaků 35 kPa.“*

6.2 Návrh olejového systému

Olejový systém musí zajistit mazání všech ložisek a ozubených kol motoru. Současná převodovka motoru H80 využívá stejný olejový systém jako zbytek motoru. Ten je vybaven olejovou nádrží ve skříně pohonů s jednou tlakovou cirkulační větví. Tlaková větev olejového systému přivádí olej do reduktoru přes ochranné sítko a ten je dále rozveden k tryskám ozubených soukolí a vrtanými kanály v hřídelích k tryskám ložisek a do systému měření kroutícího momentu. Odpadní olej se poté shromažďuje v dolní části reduktoru, kde je odsáván zubovým čerpadlem přes ochranné sítko a signalizátor kovových třísek do odsávací větve olejového systému.

Z okrajových podmínek vychází, že pro mazání a chlazení motoru nelze využít jiný olejový systém než integrální systém motoru a opačně nelze využít olejový systém motoru pro mazání a chlazení hlavního reduktoru. Dle předpisu CS-E musí olejová nádrž vydržet přetlak 35 kPa, což

je vyšší hodnota než v případě předpisu CS-27. Z tohoto pohledu lze tedy použít současnou olejovou nádrž integrovanou ve skříni pohonů. Druhou podmínkou je dostatečná kapacita olejového systému. Současný olejový systém po zaplnění obsahuje 11 litrů oleje, z čehož 5.5-7 litrů je při normálním provozu v olejové nádrži.

Parametry palivových nádrží stroje Bell jsou uvedeny v následující tabulce.

Parametry palivového systému stroje Bell 407				
Jednotka	Kapacita			
Kapacita nádrže (využitelná)	127.8	[US gallon]	484	[l]
Kapacita přídatné nádrže (nepovinná)	19	[US gallon]	72	[l]

Tabulka 36: Velikost palivových nádrží vrtulníku Bell 407

Lze tak snadno ověřit další podmínku stavebního předpisu pro olejovou nádrž motoru 6.1.1(b). Musí být splněna následující podmínka, jelikož racionální výpočet vytrvalosti a spotřeby u koncepčního návrhu není možný.

$$\frac{484 + 72}{11} \leq \frac{151}{3.8} \quad (1)$$

Z tohoto výpočtu plyne, že využitelné množství paliva na jeden litr oleje v systému motoru H80 je vyšší než předpisy stanovená maximální hodnota 39.74 litru využitelného paliva na jeden litr oleje. Podmínka předpisu CS-27 není splněna a současná olejová nádrž nemůže být použita.

$$50.55 \geq 39.74 \rightarrow \text{nesplněno} \quad (2)$$

6.2.1 Koncepční návrh olejové nádrže

Minimální kapacita olejového systému, která splňuje podmínky předpisu CS-27 je 13.99 litru, a to v případě, že je započítána i nepovinná přídatná palivová nádrž vrtulníku na 72 litrů. Původní nádrž motoru H80 o objemu 7 litrů musí být nahrazena nádrží o objemu minimálně 10 litrů. Olejová nádrž motoru H80 je integrovaná součástí odlitku skříně pohonů. Pro její zvětšení je tedy nutné přestavět celou skříň pohonů.

6.2.2 Systém mazání a chlazení

Z možných způsobů mazání a chlazení ozubení a ložisek byl vybrán způsob rozstříku pomocí trysek. V případě ozubených kol trysky vypouští olej jak do záběru zubů (2/3 celkového potřebného oleje), tak z opačné strany, kde zuby vybíhají ze záběru (1/3 celkového potřebného oleje). Ložiska jsou mazána systémem kanálů v dutých hřídelích, který rozvádí olej k tryskám ložisek. Koncepce olejového systému pomocí olejové lázně nebyla uvažována. Takový systém by byl velice špatně realizovatelný kvůli výšce skříně reduktoru a z důvodu špatného zajištění dodávky oleje v obrazech.

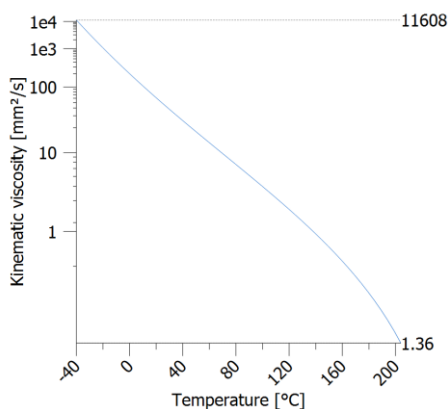
6.2.3 Výpočet olejových trysek

V následující tabulce jsou vstupní hodnoty pro výpočet průřezu olejové trysky ozubených soukolí z programu KissSoft. Známe potřebný objemový průtok oleje pro systém rozstřikování, který bude zajišťovat dostatečné mazání a chlazení ozubených kol na návrhovou teplotu.

Kinematická viskozita	18	[mm ² /s]
Hustota	0.960	[kg/l]
Objemový průtok oleje potřebný k dostatečnému mazání a chlazení kol		
Soukolí 12	0.1558	[l/s]
Soukolí 34	0.1702	
		[m ³ /s]
		1.558 * 10 ⁻⁴
		1.702 * 10 ⁻⁴
Normální provozní tlak olejového systému motoru H80		
180–250 kPa		

Tabulka 37: Parametry oleje při 60 °C Mobil Jet Oil II a požadavky na chlazení a mazání soukolí

Kinematická viskozita oleje při 60 °C byla odečtena z následující závislosti poklesu hustoty oleje s rostoucí teplotou.



Graf 25: Závislost kinematické viskozity oleje na teplotě

Objemový průtok vazké proudící kapaliny tryskou je přímo úměrný rozdílu tlaků v olejovém systému a v prostoru skříně reduktoru a čtvrté mocnině průřezu trysky. Výpočet vychází z Hagen-Poiseuilleova zákona.[43]

$$\dot{V}_{tryskou} = \frac{\pi * (\Delta p) * d^4}{128 * l * \eta} \quad (30)$$

$$\dot{V}_{tryskou} = \frac{\pi * (p_{olejový\ systém} - p_{atmosférický}) * d_{trysky}^4}{128 * l_{trysky} * (\rho_{oleje} * \nu)}$$

Výpočet potřebného průměru trysek byl proveden pro tři různé varianty přetlaku v olejovém systému. A to od minimální hodnoty tlaku v olejovém systému motoru při volnoběhu, která je 120 kPa, po dolní a horní mez provozního tlaku motoru. Tyto hodnoty jsou uvedeny v typovém certifikátu motoru. Výpočet byl proveden pro letovou hladinu h=0 m. Vyšetřovat hodnoty pro vyšší nadmořské výšky, než je hladina moře není nutné, jelikož se stoupající nadmořskou výškou klesá atmosférický tlak a tím roste přetlak v systému, což ve výpočtu vede k menším průměrům trysek.

Tloušťka stěny l_{trysky} hlavního olejového potrubí motoru je 1 mm. Tlak ve skříně reduktoru je uvažován jako atmosférický.

Výpočet pro normální provozní tlak olejového systému 250 kPa.

$$d_{trysky} = \sqrt[4]{\frac{128 * l * \dot{V}_{tryskou} * (\rho_{oleje} * \nu)}{\pi * (p_{olejový_systém} - p_{atmosférický})}} \quad (31)$$

$$d_{trysky12} = \sqrt[4]{\frac{128 * 0.001 * (1.558 * 10^{-4}) * (1004 * 1.8 * 10^{-5})}{\pi * (148\ 675)}} = 0.937 \text{ mm}$$

$$d_{trysky34} = \sqrt[4]{\frac{128 * 0.001 * (1.702 * 10^{-4}) * (1004 * 1.8 * 10^{-5})}{\pi * (148\ 675)}} = 0.958 \text{ mm}$$

V následující tabulce jsou potřebné průměry za předpokladu použití pouze jedné trysky.

Potřebný průměr trysky pro soukolí 12		
Volnoběh – 120 kPa	1.574	[mm]
Minimální provozní tlak – 180 kPa	1.099	[mm]
Minimální provozní tlak – 250 kPa	0.937	[mm]
Potřebný průměr trysky pro soukolí 34		
Volnoběh – 120 kPa	1.609	[mm]
Minimální provozní tlak – 180 kPa	1.123	[mm]
Minimální provozní tlak – 250 kPa	0.958	[mm]

Tabulka 38: Parametry olejových trysek

Při nejnižším provozním tlaku olejového systému 180 kPa je pro zajištění chlazení a mazání potřeba pro obě soukolí trysek s minimálním průměrem 1.2 mm. Bylo ale nutné použít systém trysek, tak aby olej mohl být dopraven jak do záběru kol, tak do výběhu ozubení. Následuje výpočet systému trysek o průměru 0.8 mm. Tento průměr je běžně používaný průměr trysek, při kterém nehrozí jejich ucpávání.

$$\dot{V}_{systém} = \left[\frac{\pi * (p_{olejový_systém} - p_{atmosférický}) * d_{trysky}^4}{128 * l_{trysky} * (\rho_{oleje} * \nu)} \right] * n \quad (32)$$

Objemový průtok jednou tryskou při tlaku v systému 180 kPa je následující.

$$\dot{V}_{systém_180} = \left[\frac{\pi * (78\ 675) * (0.8 * 10^{-3})^4}{128 * 0.001 * (1004 * 1.8 * 10^{-5})} \right] = 4.377 * 10^{-5} \text{ m}^3/\text{s}$$

A průtok jednou tryskou při tlaku v systému 250 kPa je následující.

$$\dot{V}_{\text{system}_250} = \left[\frac{\pi * (148\,675) * (0.8 * 10^{-3})^4}{128 * 0.001 * (1004 * 1.8 * 10^{-5})} \right] = 8.271 * 10^{-5} \text{ m}^3/\text{s}$$

Pro zajištění dostatečného mazání a chlazení jsou pro soukolí 12 a 34 potřeba.

$$n_{12} = \frac{(1.558 * 10^{-4})}{(4.377 * 10^{-5})} = 3.56 \rightarrow \mathbf{4 \text{ trysky}}$$

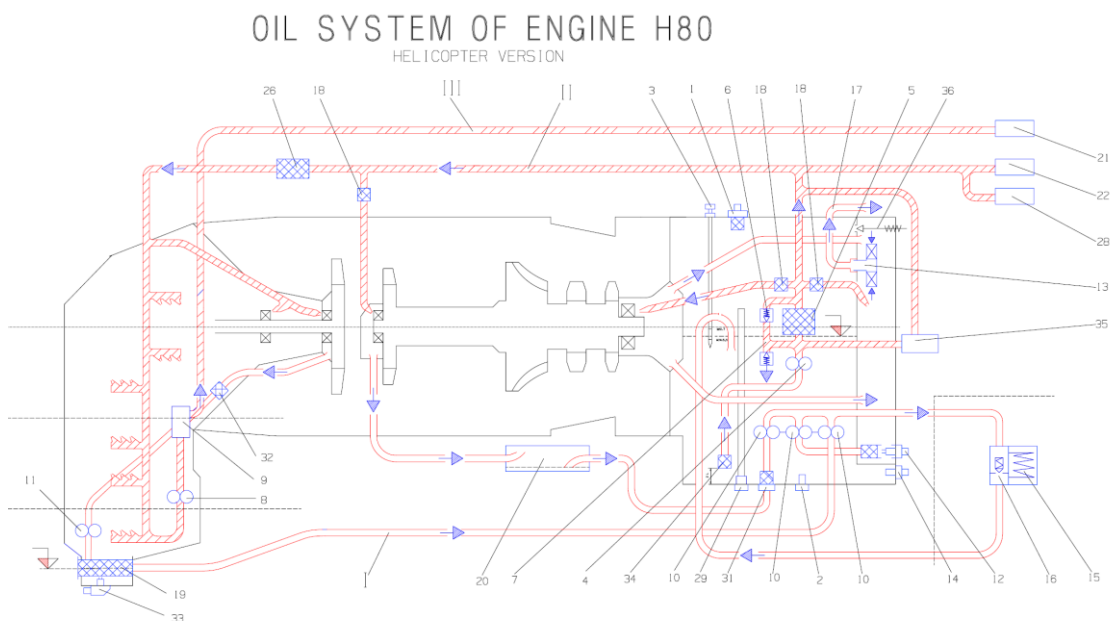
$$n_{34} = \frac{(1.702 * 10^{-4})}{(4.377 * 10^{-5})} = 3.89 \rightarrow \mathbf{4 \text{ trysky}}$$

Jsou tedy potřeba 4 trysky v případě, že uvažujeme stoprocentní účinnost systému. V praxi je ovšem účinnost mnohem nižší, jelikož ne všichni olej se dostane na správné místo určení. Tato účinnost se obecně pohybuje kolem 50 % a proto byl nový olejový systém navržen s osmi tryskami pro každé soukolí.

Trysky byly dimenzovány na provozní tlaky olejového systému a tlak při volnoběhu byl zanedbán, jelikož hodnoty potřebného objemového průtoku vychází z maximálního zatížení převodovky, ke kterému na volnoběhu nedochází.

6.2.4 Schéma olejového systému

Na následujícím schématu je upravený olejový systém motoru H80 pro vrtulníkové aplikace. Podstatná je část, ve které olej vstupuje přes ochranné sítko před reduktorem (26), jednou větví proudí k systému trysek ozubených soukolí a ložisek a druhou k ložiskům rotoru volné turbíny. Dále je přes objemové čerpadlo měřiče kroutícího momentu (8) veden do systému torkmetru (9) a z něj do vysílače kroutícího momentu (21). Odpadní olej je dvěma odsávacími čerpadly (10 a 11) přes dvě ochranná sítká (19 a 32) a přes elektromagnetický signalizátor třisek (33) v reduktoru odváděn do chladiče (15) a následně zpět do olejové nádrže. Zbytek olejového systému neprošel změnou a zůstává tak principiálně stejný jako na současném motoru H80-100.



Obrázek 35: Schéma olejového systému vrtulníkové verze motoru H80-100

7 Závěr

Úvodem do problematiky proveditelnosti přestavby turbovrtulového motoru H80 do letadel s rotujícími nosnými plochami byla studie turbo-hřídelových motorů, které jsou sériově vyráběné a provozované na vrtulnicích certifikovaných podle CS-27 nebo CS-29 ať už v konfiguraci s jedním nebo se dvěma instalovanými motory. Tato rešerše byla zaměřena jak na výkonnostní parametry, ve kterých se ukázalo, že motor H80 je již technicky překonaný, tak na provozní parametry. Z následné analýzy rešerše vyplynulo, že pokud si motor H80 zachová svoji jednoduchost, tak společně s dlouhými časy mezi generálními opravami a s obstojnou spotřebou paliva může být konkurenceschopný ostatním vrtulníkovým motorům.

Podrobně byly rozebrány požadavky na zachování letové způsobilosti v rámci předpisu CS-E. Tento rozbor byl rozdělen na část zaměřenou na dotčené požadavky při změně převodovky, olejového systému motoru a zástavbového stroje. A na druhou část týkající se obecně dotčených požadavků, důvodu zástavby do letadel s rotujícími nosnými plochami.

V kapitole věnované termodynamickému rozboru motoru H80 byl definován dostupný teplotní spád na volné turbíně pro motory řady H80 a bylo navrženo možné zvýšení vrtulového výkonu na výstupním hřídeli, které je specifické pro vrtulníkové aplikace. Vrtulový výkon byl navýšen, aniž by se zasahovalo do parametrů kompresoru nebo jednotlivých turbín. Nicméně toto řešení by reálně vedlo ke změně volné turbíny a tvaru výstupního systému motoru na difuzor. Změna výfukových kolen by ale z důvodu zástavby do vrtulníku musela být provedena tak jako tak.

Pro zástavbu byl vybrán jednomotorový vrtulník Bell 407. Byl rozebrán jeho současný motor a motorový reduktor a bylo navrženo takové řešení, které si bude žádat co nejméně změn na vrtulníku a jeho systémech. V softwaru KissSoft byl navržen koncept nového motorového reduktoru, který mění původní pseudo-planetový reduktor na dvojici čelních soukolí se šikmými zuby a zachovává si původní hydro-mechanický způsob měření krouťacího momentu. Byly vybrány vhodné materiály komponentů reduktoru a podle zvolené koncepce generálních oprav byla stanovena doba životnosti ozubených kol. Byla navržena geometrie ozubených soukolí a ta byla následně podrobena výpočtům na nejvíce kritické poškození ozubení plynoucí z cyklického zatěžování. Výpočet bezpečnostních součinitelů sice odhalil možný prostor pro optimalizaci, nicméně výpočtové modely bezpečnostních koeficientů vycházejících z norem ISO, DIN a AGMA nejsou často vůbec definované pro vysokootáčkové převodovky letounů a rotorových letadel, a tak je nutné je brát s rezervou. Navržené hřídele byly staticky zkontrolovány na krut a ohyb a dle zvoleného uložení hřídelů byla zvolena a také zkontrolována ložiska.

Poslední bod práce se týká nového olejového systému. Krom předpisu CS-E byly analyzovány i požadavky předpisu CS-27, pod kterým je stroj Bell 407 certifikován. Tyto požadavky stanovily podmínky návrhu, dle kterých byla provedena změna na olejovém systému motoru. Z důvodu změny převodové skříně a vynechání původních vrtulových přístrojů bylo navrženo nové schéma olejového systému. Nová ozubená soukolí ovlivnila systém trysek pro mazání a chlazení ozubených kol. Systém dodávky oleje byl přepočítán tak, aby v rozmezí provozních tlaků byla ozubená kola dostatečně zásobena olejem.

Motor H80 vznikl v 60. letech minulého století, je v dnešní době už technicky překonaný a nemůže se rovnat motorům, které byly vyvinuty o desítky let později za pomoci modernějších technologií, materiálů a optimalizačních nástrojů. Tato studie proveditelnosti potvrdila, že lze technicky realizovat přestavbu motoru H80 do letadel s rotujícími nosnými plochami. Při každém návrhu je ale potřeba zvážit uplatnitelnost výrobku na komerčním trhu. Práce ukazuje, že v řadě parametrů motor H80 výrazně zaostává za konkurenčními výrobky, a proto by tento produkt, bez celkové modifikace zahrnující nový kompresor, turbíny a spalovací komoru, pravděpodobně nenašel komerční uplatnění.

Seznam použité literatury

- [1] No. E.070 for M601/H80 series engines: TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET. Issue: 08. TE.CERT.00052-001: © European Aviation Safety Agency, 2017.
- [2] Pratt & Whitney Canada PT6. *Wikipedia* [online]. [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_Canada_PT6
- [3] *PT6B-36 series engines: TCDS EASA.IM.E.039*. Issue: 02. © European Aviation Safety Agency, 2007.
- [4] AgustaWestland A119 Koala [online]. Bonn, Germany: FLUG REVUE, 2007 [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: <http://web.archive.org/web/20070615030031/http://www.flug-revue.rotor.com/FRTypen/FRA119Ko.htm>
- [5] Sikorsky Aircraft S-76B: Medium Utility / Corporate Helicopter. Flugzeuginfo [online]. Leipzig / Germany, ©2001-2017 [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_s76b_en.php
- [6] PW200: a step beyond PT6. United Kingdom: Flight International, 1984. ISSN 0015-3710.
- [7] PW206 & PW207 series engines: TCDS No.IM.E.017. Issue 07. TE.CERT.00052-001: © European Aviation Safety Agency, 2015.
- [8] AgustaWestland AW109 Power Light Multirole Helicopter. Aerospace-Technology [online]. Verdict Media Limited [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: <https://www.aerospace-technology.com/projects/aw109-helicopter/>
- [9] Bell 429: TCDS No.: EASA.IM.R.506. Issue: 02. TE.CERT.00049-001: © European Aviation Safety Agency, 2017.
- [10] Arriel 2B-2B1-2D: 1st line maintenance course. Tarnos - Francie, 2012.
- [11] Arriel 2 Series Engines: TCDS No.: E.001. Issue: 11. TE.CERT.00052-001: © European Aviation Safety Agency, 2018.
- [12] Eurocopter AS350 Écureuil. *Wikipedia* [online]. [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Eurocopter_AS350_Écureuil
- [13] *Rolls-Royce M250 Turboshaft* [online]. [cit. 2019-07-23]. Dostupné z <http://www.fi-powerweb.com/Engine/Rolls-Royce-M250.html>
- [14] The Rolls-Royce M250 Engine - Lessons from the Field. Helicopter Maintenance Magazine [online]. 2014 [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: <https://helicoptermaintenancemagazine.com/article/rolls-royce-m250-engine-lessons-field>
- [15] 250-C28 series engines: TCDS No.: IM.E.109. Issue: 04. TE.CERT.00052-001: © European Aviation Safety Agency, 2017.
- [16] Helicopter MD 530F: Technical Description. Mesa, Arizona, 2014. Dostupné také z: www.mdhelicopters.com
- [17] BELL 407: Pilot training manual. 2011. Dostupné také z: <https://www.scribd.com/doc/301819616/Bell-407-Pilot-Training-Manual-2011>
- [18] LTS101 Turboshaft Engine [online]. Harbor Cir N, Phoenix [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: <https://aerospace.honeywell.com/en/products/engines/lts101-turboshaft-engine>
- [19] STEMP, P.D. Kites, Birds & Stuff - Aircraft of Germany: I to M. Lulu.com, 2014. ISBN 978-1291292695.
- [20] HTS900-2-1D: ENGINE Type Certificate - NO. E073. Rev. 0. INDONESIA: REPUBLIC OF INDONESIA MINISTRY OF TRANSPORTATION DIRECTORATE GENERAL OF CIVIL AVIATION, 2017.

- [21] Kopter SH09. Wikipedia [online]. [cit. 2019-07-23]. Dostupné z: https://en.wikipedia.org/wiki/Kopter_SH09
- [22] BELL 407 Product specifications [online]. In: . Fort Worth, Texas: ©2010 Bell Helicopter Textron, 2010 [cit. 2019-08-01]. Dostupné z: http://prairiehelicopters.com/wp-content/uploads/2014/08/407_ProdSpecs.pdf
- [23] CS-E: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Engines. Amendment 5. European Union Aviation Safety Agency, 2018.
- [24] RŮŽEK, Josef a Petr KMOCH. Teorie leteckých motorů I: Kompresory, turbíny a spalovací komory. Část I.. Brno: VA, 1979.
- [25] RŮŽEK, Josef a Petr KMOCH. Teorie leteckých motorů II. Brno: VA, 1983.
- [26] KMOCH, Petr. Teorie leteckých motorů III: (Výstupní soustavy, jednoproudové, turbohřídelové, dvouproudové motory, vstupní soustavy). Část III.. Dotisk 1. vyd. Brno: Univerzita obrany, 2011. ISBN 978-80-7231-794-3.
- [27] John. The Art of the Helicopter. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2011. ISBN 978-0080971872.
- [28] NEŠTRÁK, Dušan a Ján PILA. Aerodynamika, konstrukce a systémy vrtulníků: studijní modul 12. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2006. ISBN 80-720-4484-2.
- [29] NEWMAN, Simon. The Foundations of Helicopter Flight. Oxford: Butterworth-Heinemann, 1994. ISBN 978-0340587027.
- [30] AUTOR NEUVEDEN. Rolls-Royce [online]. [cit. 1.8.2019]. Dostupný na WWW: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/helicopters/m250-turboshaft.aspx#section-overview>
- [31] KUGL, Otmar. Projekt - 3. ročník. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997. ISBN 80-010-1638-2.
- [32] ŠVEC, Vladimír. Části a mechanismy strojů: mechanické převody. Praha: České vysoké učení technické, 1999. ISBN 80-010-1934-9.
- [33] LEINVEBER, Jan a Pavel VÁVRA. Strojnické tabulky: pomocná učebnice pro školy technického zaměření. 2., dopl. vyd. Úvaly: Albra, 2005. ISBN 80-736-1011-6.
- [34] ČSN ISO 6336-1. Výpočet únosnosti čelních ozubených kol s přímými a šikmými zuby – Část 1: Základní principy, doporučené a obecně ovlivňující faktory. ČVUT FS: Praha, 2014.
- [35] ČSN EN 10085. Oceli k nitridování – Technické dodací podmínky. Praha: NORTECH, 2003.
- [36] Mobil Jet Oil II. Springwoods Village Parkway, 2018.
- [37] BOYCE, Meherwan P. Gas turbine engineering handbook. 4th ed. Boston: Elsevier/Butterworth-Heinemann, 2012. ISBN 978-0-12-383842-1.
- [38] LYNWANDER, Peter. Gear drive systems: design and application. New York: M. Dekker, c1983. Mechanical engineering (Marcel Dekker, Inc.), 20. ISBN 978-0824718961.
- [39] DOWSON, D. Fluid film lubrication--Osborne Reynolds centenary: proceedings of the 13th Leeds-Lyon Symposium on Tribology, held in Bodington Hall, the University of Leeds, England, 8-12 September 1986. New York, NY, U.S.A.: Distributors for the U.S. and Canada, Elsevier Science Pub. Co., 1987. ISBN 04-444-2856-9.
- [40] KRANTZ, Timothy L. On the Correlation of Specific Film Thickness and Gear Pitting Life. Alexandria, Virginia: American Gear Manufacturers Association, 2014. ISBN 978-1-61481-113-8.
- [41] SKF: Tabulková část [online]. [cit. 2019-08-02]. Dostupné z: <https://www.skf.com/cz/products/bearings-units-housings/product-tables/index.html>

- [42] CS-27: Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Small Rotorcraft. Amendment 6. 2019. Dostupné také z:
<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-27%20Amendment%206%20v1%20%2826.4.2019%29.pdf>
- [43] CHMELÍK, František. Fyzika I – mechanika. 20.3. MFF UK, 2014. Dostupné také z:
<https://material.karlov.mff.cuni.cz/people/hajek/skripta/skripta.pdf>
- [44] COYLE, Shawn. Cyclic and Collective. 2nd. Lebanon: lulu.com, 2009. ISBN 978-0-557-09066-2.

Seznam použitých obrázků

OBRÁZEK 1: TURBOVRTULOVÝ MOTOR ŘADY GE H80	- 1 -
OBRÁZEK 2: THM MOTOR ŘADY PT6B [3]	- 2 -
OBRÁZEK 3: AGUSTAWESTLAND AW 119	- 3 -
OBRÁZEK 4: SIKORSKY S-76B	- 3 -
OBRÁZEK 5: MOTORY ŘADY PW 200	- 4 -
OBRÁZEK 6: AGUSTAWESTLAND AW109	- 5 -
OBRÁZEK 7: BELL 429	- 5 -
OBRÁZEK 8: MOTOR SAFRAN ŘADY ARRIEL 2	- 6 -
OBRÁZEK 9: VRTULNÍK EUROCOPTER AS 350 B3	- 7 -
OBRÁZEK 10: MOTOR ŘADY M250 OD SPOLEČNOSTI ROLLS-ROYCE	- 8 -
OBRÁZEK 11: McDONNELL DOUGLAS 530F V ARMÁDNÍ VERZI	- 9 -
OBRÁZEK 12: JEDNOMOTOROVÝ VRTULNÍK BELL 407	- 9 -
OBRÁZEK 13: MOTOR ŘADY LTS101 OD HONEYWELL AEROSPACE	- 10 -
OBRÁZEK 14: VRTULNÍK BK117 B-2 VYVINUTÝ VE SPOLUPRÁCI S KAWASAKI	- 11 -
OBRÁZEK 15: MODERNÍ MOTOR ŘADY HTS900 S VYSOKÝM STLAČENÍM NA KOMPRESORU	- 11 -
OBRÁZEK 16: MOMENTÁLNĚ VYVÍJENÝ LEHKÝ JEDNOMOTOROVÝ VRTULNÍK KOPTER SH09	- 12 -
OBRÁZEK 17: VLEVO: MUŠKA MD 530 F; VPRAVO: MUŠKA BELL 407 [22]	- 17 -
OBRÁZEK 18: BOČNÍ POHLED NA STROJ BELL 407 [17]	- 30 -
OBRÁZEK 19: VLEVO: KROUTÍCÍ MOMENT SE PŘENÁŠÍ; VPRAVO: KROUTÍCÍ MOMENT SE NEPŘENÁŠÍ	- 31 -
OBRÁZEK 20: SOUČASNÉ USPOŘÁDÁNÍ MOTORU H80 S PSEUDO-PLANETOVÝM REDUKTOREM	- 31 -
OBRÁZEK 21: KONCEPCE S TŘEMI PŘEVODOVÝMI STUPNI ZASTAVĚNÁ PROTI SMĚRU LETU	- 32 -
OBRÁZEK 22: USPOŘÁDÁNÍ SE ZÁSTAVBOU MOTORU PROTI SMĚRU LETU A S MOŽNOU ÚPRAVOU VÝSTUPNÍHO SYSTÉMU SPALIN Z MOTORU DO TVARU DIFUZORU	- 33 -
OBRÁZEK 23: KONCEPCE ZASTAVĚNÁ PO SMĚRU LETU DVĚMA PÁRY ČELNÍCH KOL, NEMĚNÍCÍ SMYSL OTÁČENÍ VOLNÉ TURBÍNY	- 33 -
OBRÁZEK 24: KONCEPT MOTORU ŘADY H80 S PLANETOVOU PŘEVODOVKOU PRO ZÁSTAVBY DO ROTOROVÝCH LETADEL	- 34 -
OBRÁZEK 25: MOTOR M250-47B [30]	- 34 -
OBRÁZEK 26: VLEVO: SYSTÉM MĚŘENÍ KROUTÍCÍHO MOMENTU MOTORŮ ŘADY M601; VPRAVO: NAVRHOVANÝ SYSTÉM MĚŘENÍ KROUTÍCÍHO MOMENTU PRO VRTULNÍKOVOU VERZI MOTORU H80	- 35 -
OBRÁZEK 27: VLEVO: SCHÉMA PLANETOVÉHO HLAVNÍHO REDUKTORU VRTULNÍKU BELL 407; VPRAVO: NÁVRH NOVÉHO REDUKTORU MOTORU H80	- 37 -
OBRÁZEK 28: KALKULACE OZUBENÉHO SOUKOLÍ V PROSTŘEDÍ SOFTWARE KISSOFT	- 41 -
OBRÁZEK 29: PARAMETRY OLEJE MOTORU H80 [36]	- 42 -
OBRÁZEK 30: VLEVO: NÁVRHOVÉ ROZMĚRY VSTUPNÍHO HŘÍDELE; VPRAVO: VIZUALIZACE VSTUPNÍHO HŘÍDELE S PASTORKEM LOŽISKY A SPOJKOU	- 44 -
OBRÁZEK 31: VLEVO: NÁVRHOVÉ ROZMĚRY PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE; VPRAVO: VIZUALIZACE PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE VČETNĚ OZUBENÝCH KOL A LOŽISEK.	- 45 -
OBRÁZEK 32: VLEVO: NÁVRHOVÉ ROZMĚRY VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE; VPRAVO: VIZUALIZACE VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE S OZUBENÝM KOLEM A OBĚMA LOŽISKY	- 45 -
OBRÁZEK 33: DIAGRAM AXIÁLNÍCH A RADIÁLNÍCH SLOŽEK SÍLY V OZUBENÍ	- 59 -

OBRÁZEK 34: SILOVÉ POMĚRY V TEČNÉ ROVINĚ	- 60 -
OBRÁZEK 35: SCHÉMA OLEJOVÉHO SYSTÉMU VRTULNÍKOVÉ VERZE MOTORU H80-100	- 76 -

Seznam tabulek

TABULKA 1: PARAMETRY MOTORU H80 [1]	- 1 -
TABULKA 2: PARAMETRY TYPŮ PT6B-36A A PT6B-37A MOTORŮ ŘADY PT6B [3]	- 2 -
TABULKA 3: PARAMETRY MOTORU PW 206C A 207D1 Z ŘADY PW200 [7]	- 4 -
TABULKA 4: PARAMETRY MOTORŮ ARRIEL 2B1 A ARRIEL 2D Z ŘADY ARRIEL 2 [11]	- 6 -
TABULKA 5: PARAMETRY DVOU MOTORŮ ŘADY M250 [15]	- 8 -
TABULKA 6: PARAMETRY MOTORU LTS101-750 B1	- 10 -
TABULKA 7: PARAMETRY MOTORU HTS900-2-1 D [20]	- 12 -
TABULKA 8: DOTČENÉ POŽADAVKY PŘEDPISU CS-E PŘI NAVRHOVANÉ ZMĚNĚ MOTORU H80 [23]	- 19 -
TABULKA 9: METODA PRŮKAZU DOTČENÝCH POŽADAVKŮ PŘEDPISU CS-E	- 20 -
TABULKA 10: PARAMETRY MOTORU ŘADY H80 PRO JEDEN ZVOLENÝ REŽIM	- 25 -
TABULKA 11: SROVNÁNÍ PARAMETRŮ POTŘEBNÝCH PRO NÁVRH NOVÉHO REDUKTORU	- 36 -
TABULKA 12: TABULKOVÉ HODNOTY APLIKAČNÍHO FAKTORU V ZÁVISLOSTI NA CHARAKTERISTICE POHÁNĚNÉ I POHÁNĚJÍCÍ JEDNOTKY	- 38 -
TABULKA 13: NEJČASTĚJI POUŽÍVANÉ NITRIDOVANÉ OCELI [35]	- 39 -
TABULKA 14: CHARAKTERISTIKY NITRIDOVANÝCH OCELÍ	- 39 -
TABULKA 15: NORMY POUŽITÉ PŘI NÁVRHU OZUBENÝCH SOUKOLÍ	- 41 -
TABULKA 16: POČTY ZUBŮ OBOU SOUKOLÍ	- 42 -
TABULKA 17: ZVOLENÉ MATERIÁLY JEDNOTLIVÝCH HŘÍDELÍ	- 44 -
TABULKA 18: VÝSLEDNÉ HODNOTY MOMENTŮ, OTÁČEK A VÝKONŮ NA HŘÍDELÍCH	- 46 -
TABULKA 19: GEOMETRIE PRVNÍHO SOUKOLÍ	- 47 -
TABULKA 20: GEOMETRIE DRUHÉHO SOUKOLÍ	- 48 -
TABULKA 21: DOPORUČENÉ HODNOTY BEZPEČNOSTI PROTI VZNIKU ÚNAVOVÉHO LOMU V PATĚ ZUBU DLE ISO 6336 [34]	- 50 -
TABULKA 22: SKUTEČNÉ HODNOTY BEZPEČNOSTI PROTI ÚNAVOVÉMU LOMU V PATĚ ZUBU S_F VŠECH SOUKOLÍ	- 50 -
TABULKA 23: DOPORUČENÉ HODNOTY BEZPEČNOSTI PROTI VZNIKU ÚNAVOVÉHO POŠKOZENÍ BOKU ZUBŮ DLE ISO 6336 [34]	- 52 -
TABULKA 24: SKUTEČNÉ HODNOTY BEZPEČNOSTI PROTI ÚNAVOVÉMU POŠKOZENÍ BOKU ZUBŮ S_H	- 53 -
TABULKA 25: MINIMÁLNÍ TLOUŠŤKA OLEJOVÉHO FILMU V ZÁVISLOSTI NA TYPU OLEJE [39]	- 54 -
TABULKA 26: DOPORUČENÉ HODNOTY BEZPEČNOSTI PROTI ZADÍRÁNÍ DLE ISO 6336 [34]	- 55 -
TABULKA 27: SKUTEČNÉ HODNOTY BEZPEČNOSTÍ S_S A S_H PROTI ZADÍRÁNÍ VŠECH PASTORKŮ A KOL	- 56 -
TABULKA 28: VZDÁLENOSTI MEZI REAKCEMI A SILAMI NA HŘÍDELÍCH	- 59 -
TABULKA 29: ZVOLENÁ LOŽISKA A JEJICH TRVANLIVOST [41]	- 63 -
TABULKA 30: CHARAKTERISTIKA VSTUPNÍHO HŘÍDELE ZATÍŽENÉHO KRUTEM	- 64 -
TABULKA 31: CHARAKTERISTIKA VSTUPNÍHO HŘÍDELE ZATÍŽENÉHO KOMBINOVANÝM NAMÁHÁNÍM	- 64 -
TABULKA 32: CHARAKTERISTIKA PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE NAMÁHANÉHO NA KRUT	- 66 -
TABULKA 33: CHARAKTERISTIKA PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE NAMÁHANÉHO KOMBINACÍ KRUTU S OHYBEM	- 66 -
TABULKA 34: CHARAKTERISTIKA VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE NAMÁHANÉHO KRUTEM	- 68 -
TABULKA 35: CHARAKTERISTIKA VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE ZATÍŽENÉHO KOMBINACÍ KRUTU S OHYBEM	- 68 -
TABULKA 36: VELIKOST PALIVOVÝCH NÁDRŽÍ VRTULNÍKU BELL 407	- 73 -
TABULKA 37: PARAMETRY OLEJE PŘI 60 °C MOBIL JET OIL II A POŽADAVKY NA CHLAZENÍ A MAZÁNÍ SOUKOLÍ	- 74 -
TABULKA 38: PARAMETRY OLEJOVÝCH TRYSEK	- 75 -

Seznam grafů

GRAF 1: POROVNÁNÍ ČASU MEZI GENERÁLNÍMI OPRAVAMI JEDNOTLIVÝCH VRTULNÍKŮ	- 13 -
GRAF 2: VÝVOJ SPECIFICKÉ SPOTŘEBY PALIVA V PRŮBĚHU LET	- 13 -
GRAF 3: VÝVOJ POMĚRU HMOTNOSTI KU VÝKONU V PRŮBĚHU LET	- 14 -

GRAF 4: ZÁVISLOST TEPLoty MEZI TURBÍNAMI NA ROKU VÝROBY MOTORU	- 15 -
GRAF 5: VÝVOJ KOMPRESNÍHO POMĚRU V PRŮBĚHU LET	- 16 -
GRAF 6: TREND REDUKCE OTÁČEK U TURBO-HŘÍDELOVÝCH MOTORŮ	- 16 -
GRAF 7: DIAGRAMY BRAYTONOVA CYKLU S UVAŽOVANÝMI ZTRÁTAMI [26]	- 22 -
GRAF 8: POTŘEBNÉ VÝKONY VRTULNÍKU BELL 407	- 29 -
GRAF 9: VLEVO: MĚRNÝ ZTRÁTOVÝ VÝKON SOUKOLÍ 12; VPRAVO: MĚRNÝ ZTRÁTOVÝ VÝKON SOUKOLÍ 34	- 46 -
GRAF 10: LOKÁLNÍ PŘÍRŮSTEK TEPLoty ZUBU V ZÁVISLOSTI NA PŘENÁŠENÉM KROUTÍCÍM MOMENTU [37]	- 49 -
GRAF 11: VLEVO: PRŮBĚH NAPĚTÍ V PATĚ ZUBU PASTORKU 1; VPRAVO: PRŮBĚH NAPĚTÍ V PATĚ ZUBU OZUBENÉHO KOLA 2	- 51 -
GRAF 12: VLEVO: PRŮBĚH NAPĚTÍ V PATĚ ZUBU PASTORKU 3; VPRAVO: PRŮBĚH NAPĚTÍ V PATĚ ZUBU OZUBENÉHO KOLA 4	- 51 -
GRAF 13: VLEVO: PRŮBĚH HERTZOVA TLAKU V SOUKOLÍ 12; VPRAVO: PRŮBĚH HERTZOVA TLAKU V SOUKOLÍ 34	- 51 -
GRAF 14: VLEVO: SKLUZY PO BOCÍCH ZUBU PASTORKU 1; VPRAVO: SKLUZY PO BOCÍCH ZUBU KOLA 2	- 53 -
GRAF 15: VLEVO: TLOUŠŤKA OLEJOVÉHO FILMU PO KŘÍVCE ZÁBĚRU SOUKOLÍ 12; VPRAVO: TLOUŠŤKA OLEJOVÉHO FILMU PO KŘÍVCE ZÁBĚRU SOUKOLÍ 34	- 54 -
GRAF 16: VLEVO: SPOLEHLIVOST SOUKOLÍ 12; VPRAVO: SPOLEHLIVOST SOUKOLÍ 34	- 55 -
GRAF 17: VLEVO: PRŮBĚH KONTAKTNÍ TEPLoty V SOUKOLÍ 12; VPRAVO: PRŮBĚH KONTAKTNÍ TEPLoty V SOUKOLÍ 34	- 56 -
GRAF 18: VLEVO: PRŮBĚH CELKOVÉ BEZPEČNOSTI PROTI ZADÍRÁNÍ SOUKOLÍ 12; VPRAVO: PRŮBĚH CELKOVÉ BEZPEČNOSTI PROTI ZADÍRÁNÍ SOUKOLÍ 34	- 56 -
GRAF 19: VLEVO: ZÁVISLOST VŠECH SKUTEČNÝCH SOUČINITELŮ BEZPEČNOSTI SOUKOLÍ 12 NA NÁVRHOVÉM ČASE; VPRAVO: ZÁVISLOST VŠECH SKUTEČNÝCH SOUČINITELŮ BEZPEČNOSTI SOUKOLÍ 34 NA NÁVRHOVÉM ČASE	- 57 -
GRAF 20: VLEVO: MAXIMÁLNÍ PRŮHYB VSTUPNÍHO HŘÍDELE; VPRAVO: PRŮBĚH REDUKOVANÝCH NAPĚTÍ PO DÉLCE HŘÍDELE	- 65 -
GRAF 21: VLEVO: MAXIMÁLNÍ PRŮHYB PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE POD PASTORKEM; VPRAVO: PRŮBĚH REDUKOVANÝCH NAPĚTÍ PO DÉLCE HŘÍDELE	- 67 -
GRAF 22: VLEVO: NEJVĚTŠÍ VÝCHYLKA VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE; VPRAVO: PRŮBĚH REDUKOVANÝCH NAPĚTÍ PO DÉLCE HŘÍDELE	- 69 -
GRAF 23: VLEVO: CAMPBELLŮV DIAGRAM VSTUPNÍHO HŘÍDELE; VPRAVO: CAMPBELLŮV DIAGRAM PŘEDLOHOVÉHO HŘÍDELE	- 70 -
GRAF 24: CAMPBELLŮV DIAGRAM VÝSTUPNÍHO HŘÍDELE	- 71 -
GRAF 25: ZÁVISLOST KINEMATICKÉ VISKOZITY OLEJE NA TEPLotĚ	- 74 -

Seznam použitých programů

KissSoft
KissSys
Siemens NX 12
Catia V5 R
Microsoft Excel 2016
Microsoft Word 2016

Seznam příloh

Příloha A – Dotčené požadavky stavebního předpisu na zachování letové způsobilosti týkající se turbínových motorů pro použití na letadlech s rotujícími nosnými plochami

Příloha B – Dotčené požadavky stavebního předpisu na zachování letové způsobilosti při změně převodovky a olejového systému motoru.

Příloha C – Schéma návrhu motoru H80 s novým reduktorem pro zástavby do vrtulníků.

8 Příloha A

V této příloze byly vyňaty z certifikační specifikace pro motory CS-E dotčené požadavky stavebního předpisu na zachování letové způsobilosti týkající se turbínových motorů pro použití na letadlech s rotujícími nosnými plochami.

„CS-E 40 Jmenovité výkony

(a) *Musí být stanoveny jmenovité hodnoty výkonu a/nebo tahu pro vzletový a maximální trvalý výkon a/nebo tah pro všechny motory.*

(b) *Mohou být stanoveny další jmenovité výkony:*

(3) **Turbínové motory pro vícemotorová rotorová letadla [(Viz AMC E 40 (b)(3))]:**

(i) 30sekundový OEI výkon;

(ii) 2minutový OEI výkon;

(iii) 2½minutový OEI výkon;

(iv) 30minutový OEI výkon;

(v) trvalý OEI výkon.

CS-E 50 Systém řízení motoru

(a) *Činnost systému řízení motoru. Zkouškami, analýzou nebo jejich kombinací musí být prokázáno, že systém řízení motoru vykonává předpokládané funkce způsobem, který:*

(3) *Umožňuje upravovat výkon nebo tah motoru s přiměřenou citlivostí a přesností v deklarovaném rozsahu provozních podmínek motoru; a*

CS-E 60 Opatření pro přístroje

(d) *Turbínové motory rotorového letadla mající 30sekundový a 2minutový jmenovitý výkon OEI musí [(Viz AMC E 60 (d))]:*

(1) *Být vybaveny prostředky nebo opatřeními, které upozorní pilota, že motor se nachází ve 30sekundovém a 2minutovém OEI režimu, když tento stav nastane a když uplyne tento časový interval.*

(2) *Být vybaveny prostředky nebo opatřeními pro prostředky, které nelze za letu opakovaně nastavit do výchozího stavu (resetovat), aby:*

(i) *Automaticky zaznamenaly každé použití a trvání 30sekundového a 2minutového OEI výkonového režimu.*

(ii) *Upozornily personál údržby spolehlivým způsobem, že motor byl provozován buď v jednom, nebo v obou výkonech – 30sekundovém a 2minutovém OEI výkonovém režimu, a umožnily stažení zaznamenaných údajů; a*

CS-E 600 Zkoušky – Všeobecně

(e) **Motory pro rotorová letadla.** *Všechny zkoušky musí být provedeny s motorem upevněným v poloze, ve které bude zastavěn. [(Viz AMC E 600 (e))]*

CS-E 650 Hodnocení vibrací

(a) *Každý motor musí být podroben hodnocení vibrací za účelem zjištění, že vibrační charakteristiky těch součástí, které mohou být vystaveny mechanicky nebo aerodynamicky buzenému vibračnímu namáhání, jsou v celé stanovené letové obálce přijatelné. Hodnocení motoru a jejich rozsah musí být založeny na vhodné kombinaci zkušeností, analýz a zkoušek součástí a minimálně musí zahrnovat rotorové (oběžné) lopatky, statorové lopatky, rotorové disky, vymezoavače vůle a hřídele rotorů.*

(b) Hodnocení musí pokrývat rozsahy výkonů nebo tahů, a jak fyzické, tak i redukované otáčky každého rotorového systému odpovídající provozu v celém rozsahu okolních podmínek v deklarované letové obálce, od minimálních otáček až do 103 % maximálních fyzických a redukovaných otáček povolených pro 2minutové nebo delší doby jmenovitých výkonů, a až do 100 % všech ostatních povolených fyzických a redukovaných otáček včetně překročení otáček. Pokud se vyskytne jakýkoli náznak špičky napětí při nejvyšších požadovaných fyzických nebo redukovaných otáčkách, prošetření musí být dostatečně rozšířeno, aby se zjistily maximální hodnoty namáhání s tím, že rozšíření nemusí převýšit další 2procentní body nad tyto otáčky.

CS-E 710 Zkoušky zabrzdění rotorů

Jestliže je trvalému otáčení bráněno pomocí prostředků k zabrzdění rotoru(ů), musí být motor podroben zkoušce zahrnující 25 odbrzdění a zabrzdění těmito prostředky za následujících podmínek: Motor musí být vypnut na jmenovitém maximálním trvalém tahu/výkonu; prostředky k zastavení a zabrzdění rotoru(ů) musí být ovládnuty, jak je předepsáno v instrukcích pro provoz motoru, přičemž musí být zatíženy maximálním kroutícím momentem, který může při trvalém letu za těchto podmínek vzniknout; po zabrzdění musí být rotor(y) udržován(y) nehybný(é) v těchto podmínkách po dobu 5 minut při každém z těchto 25 zabrzdění.

CS-E 740 Vytrvalostní zkoušky

(c) Rozpisy

(1) Rozpis pro standardní jmenovité výkony (vzletový a maximální trvalý)

25 šestihodinových etap, každá etapa obsahuje:

Část 1 Jednu hodinu se střídáním 5minutových běhů při vzletovém výkonu nebo tahu a na minimálním pozemním volnoběhu nebo – **pro motory rotorových letadel – minimálním volnoběhu na zkušebně.**

(2) (i) Rozpis pro standardní jmenovité výkony s 2½minutovým OEI a/nebo trvalým OEI výkonem a/nebo 30minutovým OEI výkonem (přichází-li v úvahu).

25 šestihodinových etap, každá etapa obsahuje:

Část 1 Jednu hodinu se střídáním 5minutových běhů na vzletovém výkonu nebo tahu a na minimálním pozemním volnoběhu, nebo – **pro motory rotorových letadel – na minimálním volnoběhu na zkušebně s tou výjimkou, že:**

(A) V etapách 3 až 20 se místo dvou pětiminutových běhů při vzletovém výkonu/tahu zařadí 21/2 minuty chodu při vzletovém výkonu/tahu a 21/2 minuty chodu při 21/2minutovém výkonu/tahu OEI.

(B) V etapách 21 až 25 se místo tří 5minutových chodů při vzletovém výkonu/tahu zařadí 1 minuta chodu při vzletovém výkonu/tahu následovaná 2 minutami chodu při 21/2minutovém výkonu/tahu OEI a 2 minutami při vzletovém výkonu/tahu.

Část 3 **(B) Motory pro rotorová letadla:** Buď (motory, u kterých má být schválen trvalý OEI režim) 30 minut při maximálním trvalém výkonu následovaných jednou hodinou při trvalém výkonu OEI, nebo (motory, u nichž má být schválen 30minutový OEI režim) jedna hodina při maximálním trvalém výkonu následovaná 30 minutami při 30minutovém výkonu OEI. Při téže zkoušce může být prokázán trvalý OEI režim a 30minutový OEI režim při vyšších výkonových úrovních, je-li to požadováno, 30minutovým chodem při maximálním trvalém výkonu následovaným 30 minutami při trvalém výkonu OEI a potom 30 minutami při 30minutovém výkonu OEI.

Část 4 2 hodiny a 30 minut zahrnující rozsah 15 přibližně stejných přírůstků od pozemního volnoběhu, nebo – **pro rotorová letadla – od minimálního volnoběhu na zkušebně, po (ale ne včetně) maximální trvalý výkon.**

Část 5 30 minut akcelerací a decelerací sestávajících z 6 cyklů od pozemního volnoběhu, nebo – u motorů pro rotorová letadla – z minimálního volnoběhu na zkušební, do vzletového výkonu/tahu při udržení vzletového výkonu po dobu 30 sekund; po zbývající dobu chod na pozemním volnoběhu, nebo u motorů rotorových letadel na minimálním volnoběhu na zkušební.

(d) Akcelerace a decelerace

(2) Měření

(ii) Turbinové motory pro rotorová letadla. Musí být změřen výkon, otáčky, poloha trysky a teplota výfukových plynů při volnoběžných otáčkách a při maximálních otáčkách dosažených po akceleraci. Musí být zaznamenány překmity otáček a teploty nad ustálené podmínky při vzletovém výkonu. Tato měření mohou být pravděpodobně ovlivněna použitými přístroji, a proto musí být typy přístrojů uvedeny ve zprávě o vytrvalostní zkoušce.

(f) Provozní omezení.

(4) Teploty.

(iv) Motory pro rotorová letadla. Jsou-li charakteristiky motoru takové, že akcelerace ze studeného stavu vyvolá přechodné překročení teploty nad teplotu odpovídající ustálenému chodu motoru, může být mez nejvyšší teploty výfukových plynů pro akceleraci schválena s časovým omezením 2 minut chodem motoru při požadované teplotě v průběhu prvních 2 minut každého předepsaného chodu delšího než 2 minuty při vzletovém výkonu (a v průběhu celého každého chodu v trvání 30 sekund při vzletovém výkonu pro jednomotorová rotorová letadla). Schválení pro krátké úseky v přechodových podmínkách při 21/2minutovém výkonu OEI není uvažováno a jakékoliv požadované rezervy teploty musí být normálně prokázány v průběhu vytrvalostní zkoušky.

(g) Doplnkové běhy

(4) V případě motorů s volnou výkonovou turbínou určených pro rotorová letadla, 10 minut části 4 v každé etapě vytrvalostní zkoušky musí probíhat při maximálních otáčkách výkonové turbíny pro autorotaci s generátorem plynu vytvářejícím nejkritičtější podmínky pro tuto letovou konfiguraci.

CS-E 750 Zkoušky spouštění

(d) V případě motorů s volnou výkonovou turbínou určených pro rotorová letadla, musí být každé normální spuštění provedeno se zabrzděnou volnou turbínou a po něm musí následovat třiminutový chod motoru na pozemním volnoběhu se stojící volnou turbínou pro simulaci chodu motoru v rotorovém letadle se zabrzděným systémem rotoru.

CS-E 770 Zkoušky spouštění při nízké teplotě

(c) Nejnižší teplota oleje pro akceleraci. Musí být podán důkaz, že se dosáhne plynulé akcelerace motoru bez jeho poškození při přesunutí ovládací páky výkonu nebo tahu z polohy pozemního volnoběhu (minimální volnoběh na zkušební pro rotorová letadla) do polohy příslušející vzletu za dobu ne delší než 1 sekunda, je-li teplota oleje motoru na deklarované minimální teplotě pro vyjetí na vzletový výkon nebo tah.

CS-E 790 Nasátí deště a krup

(b) Motory pro rotorová letadla. Jako alternativa ke specifikacím uvedeným v CS-E 790 (a)(2), avšak pouze pro turbínové motory pro rotorová letadla, musí být prokázáno, že každý motor je schopen přijatelného provozu během a po pohlčení deště při hmotnostním poměru proudu kapiček deště k průtoku vzduchu ne menším než 4 procenta a při rovnoměrném rozložení kapiček ve vstupním průřezu. Přijatelný provoz motoru nepřipouští zhasnutí (utržení plamene), nežřízenému pokles otáček, trvalou nebo neodstranitelnou pumpáž nebo odtržení proudu nebo nemožnost akcelerace a decelerace. Musí být rovněž předvedeno, že po pohlčení nedošlo k nepřijatelnému

mechanickému poškození, k nepřijatelné ztrátě výkonu nebo k jiným abnormalitám na motoru. K nasátí deště musí dojít při následujících statických podmínkách na zemi:

- (1) Normální chod k ustálení na vzletovém výkonu bez pohlcování deště bezprostředně následovaný náhlým zahájením pohlcování deště po dobu 3 minut na vzletovém výkonu; potom
- (2) Pokračování v pohlcování deště během následující rychlé decelerace na minimální volnoběžný výkon; potom
- (3) Pokračující pohlcování deště v trvání 3 minut na minimálním volnoběžném výkonu, který má být certifikován pro letový provoz; potom
- (4) Pokračování v pohlcování deště během následné rychlé akcelerace na vzletový výkon.

CS-E 800 Náráz a nasátí ptáka

(a) Cíl. Prokázat v rámci průkazu vyhovění CS-E 540, že motor bude po specifikovaném střetu s ptáky reagovat bezpečným způsobem. Předvedení bude zaměřeno na nasátí velkých, středních a malých ptáků, a také na náráz těchto ptáků do čelní plochy motoru.

(b) Zkouška nasátí jednoho velkého ptáka. Zkouška nasátím musí být provedena s dále specifikovaným velkým ptákem. Alternativně lze přijmout důkaz provedený podle CS-E 800 (f)(1).

(1) Zkušební podmínky

(i) Před nasátím ptáka musí být režim chodu motoru stabilizován na úrovni ne nižší než 100 % vzletového výkonu nebo tahu v okolních podmínkách zkušebního dne. Navíc při průkazu vyhovění požadavkům musí být brán zřetel na vzletové podmínky chodu motoru na hladině moře za nejteplejšího dne, tak aby každý motor mohl dosáhnout maximálního jmenovitého vzletového výkonu nebo tahu.

(ii) Použitý pták musí mít hmotnost nejméně:

- (A) 1,85 kg pro plochu vstupního hrdla motoru menší než 1,35 m², pokud neplatí, že menší pták znamená přísnější průkaz.
- (B) 2,75 kg pro plochu vstupního hrdla motoru menší než 3,90 m², ale rovnou nebo větší než 1,35 m².
- (C) 3,65 kg pro plochu vstupního hrdla motoru rovnou nebo větší než 3,90 m².

(iii) Pták musí být nasměrován na nejkritičtější místo prvního stupně rotorových lopatek.

(iv) Pro motory zastavěné na letounech je rychlost ptáka 200 uzlů; pro motory zastavěné na rotorových letadlech je rychlost ptáka rovna maximální rychlosti letu při normálním letovém provozu.

(v) Během 15 sekund po nasátí nesmí být pohybováno s ovládací pákou motoru.

(2) Kritéria pro přijetí. Nasátí tohoto jednotlivého velkého ptáka nesmí způsobit nebezpečné účinky motoru.

(d) Zkoušky nasátí středních a malých ptáků. Zkoušky a analýzy nasátí ptáků středních a malých rozměrů musí být provedeny tak, jak je specifikováno dále. Přijatelný alternativní důkaz lze provést podle CS-E 800 (f)(1). Zkouška malými ptáky nebude požadována, jestliže při zkoušce středním ptákem projde předepsaný počet středních ptáků rotorem prvního stupně.

(1) Zkušební podmínky

(i) Před nasátím ptáka musí být režim chodu motoru stabilizován na úrovni ne nižší než 100 % vzletového výkonu nebo tahu v okolních podmínkách zkušebního dne. Navíc při průkazu vyhovění požadavku musí být brán zřetel na vzletové podmínky chodu motoru na hladině moře za nejteplejšího dne, tak aby každý motor mohl dosahovat maximální jmenovitý vzletový výkon nebo tah.

(ii) Analýzou nebo zkouškami součástí nebo obojím musí být stanoveny kritické parametry nasátí ovlivňující ztrátu výkonu nebo poškození. Analýzy a zkoušky musí zahrnout následující, ale nejen tyto účinky: rychlost ptáka, kritické cílové místo nárazu a rychlost otáčení prvního stupně rotoru. Kritická rychlost nasátí ptáka musí být odvozena z nejkritičtějších podmínek v rozsahu rychlostí letu při normálním letovém provozu do výšky 450 m (1 500 ft) nad úrovní země, ale ne menší než minimální V1 pro motory zastavěné na letounech.

(iii) S výjimkou motorů rotorových letadel musí být použit následující program zkoušky:

- Nasátí simulující náraz hejna ptáků během jedné sekundy;
- 2 minuty bez pohybu ovládací páky motoru;
- 3 minuty při 75 % zkušebních podmínek podle CS-E 800 (d)(1)(i);
- 6 minut při 60 % zkušebních podmínek podle CS-E 800 (d)(1)(i);
- 6 minut při 40 % zkušebních podmínek podle CS-E 800 (d)(1)(i);
- 1 minuta při přibližovacím volnoběhu;
- 2 minuty při 75 % zkušebních podmínek podle CS-E 800 (d)(1)(i);
- Stabilizovat na volnoběhu a vypnout motor.

Tyto časy odpovídají trvání chodu v definovaných režimech, přestavení ovládací páky motoru mezi jednotlivými režimy musí proběhnout nejdéle za 10 sekund.

(iv) Pro motor rotorového letadla musí být použit následující program zkoušky:

- Nasátí simulující náraz hejna během jedné sekundy;
- 3 minuty při 75 % zkušebních podmínek podle CS-E 800 (d)(1)(i);
- 90 sekund při minimálním volnoběhu na zkušebním zařízení;
- 30 sekund při 75 % zkušebních podmínek podle CS-E 800 (d)(1)(i);
- Stabilizovat na volnoběhu a vypnout motor.

Tyto časy odpovídají trvání chodu v definovaných režimech, přestavení ovládací páky motoru mezi jednotlivými režimy musí proběhnout nejdéle za 10 sekund.

- (v) (A) Střední ptáci. Hmotnosti a počet ptáků stanoví sloupec 2 tabulky A. Pokud je stanoven pouze jeden pták, musí být nasměrován do primárního proudu jádra motoru; jiná kritická místa v čelní oblasti motoru musí být stanovena příslušnými zkouškami, analýzou nebo obojím. Když jsou stanoveni dva nebo více ptáků, největší z nich musí být nasměrován do primárního proudu jádra motoru a druhý pták musí být nasměrován na nejkritičtější místo lopatek prvního stupně rotoru. Všichni zbývající ptáci musí být rovnoměrně rozděleni v čelní oblasti motoru.
- (B) Malí ptáci. Jeden pták o hmotnosti 85 g na každých 0,032 m² plochy vstupního hrdla nebo jeho části, nejvíce však 16 ptáků, jejichž rozmístění bere v úvahu jakákoliv kritická místa lopatek prvního stupně rotoru vystavená nárazu, ale jinak rovnoměrně rozmístěných na čelní oblasti motoru.

(2) Kritéria pro přijetí. Nasátí nesmí způsobit:

- Větší pokles udržovaného výkonu nebo tahu než 25 %;
- Vysazení motoru během zkoušky.

(3) Navíc, s výjimkou motorů rotorových letadel, musí být prokázáno přiměřenými zkouškami nebo analýzami nebo obojím, že když je úplná sestava prvního stupně rotoru vystavena nárazu počtu a hmotnosti středních ptáků podle sloupce 3 tabulky A v nejkritičtějším místě prvního stupně rotoru, účinky nebudou takové, aby učinily motor neschopným vyhovět kritériím pro přijetí podle CS-E 800 (d)(2).“

9 Příloha B

V této příloze byly vyňaty z certifikační specifikace pro motory CS-E dotčené požadavky stavebního předpisu na zachování letové způsobilosti při změně zástavby, reduktoru a olejového systému.

„CS-E 20 Konfigurace a propojení motoru

(a) Musí být vyhotoven seznam všech částí a vybavení včetně odkazů na příslušné výkresy, které definují zamýšlený typový návrh motoru.

CS-E 25 Instrukce pro zachování letové způsobilosti

(a) Dle 21A.61(a) musí být vypracována(y) příručka(y) obsahující instrukce pro zachování letové způsobilosti motoru. Instrukce musí být udržovány v aktuálním stavu v souladu se změnami ve stávajících instrukcích nebo se změnami v definici motoru.

CS-E 60 Opatření pro přístroje

(a) Musí být provedena opatření pro zástavbu přístrojového vybavení nutného k zajištění provozu v souladu s provozními omezeními motoru. Když je, při uvádění výsledků analýzy bezpečnosti, nebo vyhovění jakýmkoliv jiným specifikacím, uvedena závislost na přístrojovém vybavení, které v předpokládané zástavbě na letadle není jinak povinné, potom musí být takové přístrojové vybavení specifikováno v instrukcích pro zástavbu motoru a povinně deklarováno ve schvalovací dokumentaci motoru.

(b) V instrukcích pro zástavbu motoru musí být uveden seznam přístrojů nutných k řízení motoru. Rovněž musí být stanoveny a uvedeny celkové tolerance přesnosti a přechodových jevů požadované pro přístroje pro kontrolu provozu motoru tak, aby mohla být posouzena vhodnost přístrojů k zástavbě.

CS-E 70 Materiály a výrobní metody

(a) Vhodnost a trvanlivost materiálů použitých v motoru musí být stanovena na základě zkušeností nebo zkoušek. Předpokládané návrhové hodnoty vlastností materiálů musí přiměřeně odpovídat minimálním vlastnostem uvedeným ve specifikaci materiálů.

(b) Výrobní metody a procesy musí umožnit výrobu bezvadné konstrukce a mechanismů, které si zachovají původní mechanické vlastnosti v přiměřených provozních podmínkách.

CS-E 80 Vybavení

(a) Pohony a uchycení vybavení

(1) Náhony a uchycení veškerého vybavení zastavěného na motoru musí být navrženy tak:

(i) Aby umožnily bezpečný provoz motoru s namontovaným vybavením, a

(ii) Aby porucha vybavení neměla za následek další poškození, které by mohlo způsobit nebezpečný účinek motoru.

(2) Pohony a uchycení vybavení uvedené v CS-E 20 (c) musí být navrženy a umístěny tak, aby byla minimalizována možnost takové vady vybavení, která by si vyžadovala vypnutí motoru v důsledku:

(i) Kontaminace nebo významné ztráty motorového oleje; nebo (ii) Nesprávné činnosti motoru vyvolané působením nadměrného kroučícího momentu, proniknutím uvolněných částí do motoru, uvolněním pohonů atd.

(b) Vybavení uvedené v CS-E 20 (a) musí být schváleno jako nedílná součást motoru a musí splňovat příslušné specifikace CS-E. Pokud specifikace předepsané Hlavami C a E (podle vhodnosti) nestanoví, aby toto vybavení bylo podrobeno provozním cyklům přiměřeně reprezentujícím všechny kritické podmínky ovlivňující jeho letovou způsobilost, kterým by mohlo být vystaveno během provozu, pak technické specifikace musí obsahovat doplňující specifikace letové způsobilosti, ke kterým musí být předložen průkaz vyhovění.

CS-E 90 Ochrana proti korozi a opotřebení

(a) Každá součást motoru a každá jednotlivá část vybavení musí být schváleným způsobem chráněna proti korozi a opotřebení.

(b) Materiály, které svými vlastnostmi zaručí, že motor bude odolný proti korozi, bez použití vnitřních a vnějších antikorozních prostředků, musí být použity všude, kde je to možné.

CS-E 100 Pevnost

(a) Maximální napětí vzniklá v motoru nesmí překročit hodnoty odpovídající hodnotám pro příslušný materiál na základě uspokojivých zkušeností, při čemž je třeba vzít v úvahu jednotlivá konstrukční provedení a nejnepříznivější provozní podmínky. Při použití nového typu materiálu musí být k dispozici důkazy potvrzující předpokládané materiálové charakteristiky. U turbínových motorů musí být posouzeny účinky jakýchkoliv zbytkových napětí v kritických částech motoru.

(c) Každý motor musí být navržen a vyroben tak, aby v rozsahu stanovené letové obálky a v provozním rozsahu otáček a výkonu/tahu pracoval bez vyvolání nadměrného namáhání v kterékoliv části motoru v důsledku vibrací a nebudil nadměrné vibrační síly působící na konstrukci letadla.

CS-E 110 Výkresy a značení částí – Montáž částí

(a) Výkresy každé součásti motoru a každé jednotlivé části vybavení musí obsahovat všechny konstrukční podrobnosti návrhu včetně specifikace použitých materiálů. Musí být vyznačena povrchová ochrana a – je-li to třeba – i jakost opracování povrchu. Jakékoliv zkoušky nezbytné pro stanovení jakosti výroby součástí nebo vybavení musí být uvedeny v příslušných výkresech přímo nebo odkazem na jiné vhodné dokumenty.

CS-E 120 Identifikace

(a) Identifikace motoru musí vyhovět požadavkům 21A.801 (a) a (b), a 21A.805.

(b) Významné moduly motoru, které mohou být v provozu samostatně měněny, musí být vhodně označeny, aby byla zajištěna výsledovatelnost částí a aby bylo umožněno odpovídající řízení vyměnitelnosti takových modulů na různých verzích motoru.

CS-E 130 Protipožární ochrana

(a) Návrh a konstrukce motoru a použité materiály musí minimalizovat pravděpodobnost vzniku a šíření požáru během normálního provozu a při poruchových stavech a musí minimalizovat účinky takového požáru. Navíc musí návrh a konstrukce motoru minimalizovat pravděpodobnost vzniku vnitřního požáru, který by mohl mít za následek poruchu konstrukce nebo nebezpečné účinky motoru.

(b) S výjimkou toho, co požaduje CS-E 130 (c), musí být každé vnější potrubí, šroubení a jiná součást, která obsahuje nebo jí prochází hořlavá kapalina během normálního provozu motoru, nejméně žáruvzdorné. Součásti musí být odstíněny nebo umístěny v místě, které je bezpečně chráněno proti zažehnutí unikající hořlavé kapaliny.

(c) Nádrže obsahující hořlavé kapaliny a jakékoliv související uzavírací prostředky a podpěrné prvky, které jsou součástí motoru nebo jsou k motoru připevněny, musí být žárupevné buď svou konstrukcí nebo pomocí ochrany, ledažeba poškození ohněm nevyvolalo unikání nebo vystřikování nebezpečného množství hořlavé kapaliny. Pro pístové motory, u kterých je objem integrální olejové vany menší než 23,7 litru, nemusí být taková vana žárupevná, ani nemusí být odstíněná proti požáru žárupevným štítem, ale musí vyhovět CS-E 130 (b).

CS-E 140 Zkoušky – Konfigurace motoru

(a) Konfigurace motoru, jeho součástí nebo částí určených ke zkouškám musí být pro účely zkoušek vzhledem k typovému návrhu dostatečně reprezentativní.

d) (1) Všechny náhony vybavení, které není nezbytné pro uspokojivou funkci motoru, musí být během kalibračních zkoušek podle CS-E 350 nebo CS-E 730 odpojeny nebo připojeny v nezátíženém stavu. V průběhu všech následných zkoušek, s výjimkou toho, co požaduje CS-E 140 (d)(2), musí být náhony vhodně zatíženy buď vybavením uvedeným v prohlášení výrobce nebo zatěžovacími jednotkami vhodného typu.

CS-E 150 Zkoušky – Všeobecné provedení zkoušek

(d) Při všech zkouškách musí být parametry vztahující se k účelu dané zkoušky povinně odsouhlaseny a zaznamenány v příslušných časech během zkoušky. Kde je to možné, musí být motor uveden do stabilizovaného stavu předtím, než je provedeno pozorování (odečet parametrů). Jmenovitě, pozorování provedená po méně než

3 minutách po změně stavu motoru nesmí být zahrnuta do posouzení výkonnosti, ledaže úroveň výkonu nebo tahu nemůže být použita déle než 3 minuty.

(e) Seřízení provedené v souladu s CS-E 140 (c) musí být zkontrolována a nezamýšlené odchylky od původního nastavení zaznamenány po každé zkoušce.

(f) Veškeré vybavení zkušebního zařízení a veškerá měřicí zařízení použítá při zkouškách musí být příslušným způsobem zkalibrovány.

CS-E 510 Analýza bezpečnosti

(a)(1) Musí být provedena analýza motoru včetně systému řízení za účelem posouzení pravděpodobných následků všech poruch, jejichž výskyt lze důvodně předpokládat. Při analýze musí být brán zřetel na:

(i) Zařízení na úrovni letadla a na předpokládané postupy související s typickou zástavbou. Tyto předpoklady musí být uvedeny v analýze.

ii) Následné druhotné poruchy a spící poruchy.

(iii) Vícenásobné poruchy uvedené v CS-E 510 (d) nebo takové, které vedou k nebezpečným účinkům motoru tak, jak jsou definovány v CS-E 510 (g)(2).

CS-E 515 Kritické části motoru

Kritické části motoru musí být identifikovány podle CS-E 510 a jejich integrita musí být prokázána následujícími způsoby:

(a) Inženýrským plánem, jehož uskutečnění potvrdí a zajistí, že kombinace namáhání, vlastností materiálu, vlivů prostředí a provozních podmínek, včetně účinků částí ovlivňujících tyto parametry, jsou dostatečně známy nebo je lze předpokládat ověřenou analýzou, na základě zkušeností ze zkoušek nebo z provozu, což umožní určit, kdy mají být kritické části motoru vyřazeny z provozu po dosažení schválené životnosti, dříve, než dojde k nebezpečným účinkům motoru. Musí být provedeno přiměřené posouzení přípustnosti poškození, aby se zjistily potenciální poruchy vyvolané anomáliemi v materiálu, při výrobě a za provozu během schválené životnosti dané části. Schválená životnost musí být uvedena v dokumentaci, jak je požadováno v CS-E 25 (b).

CS-E 520 Pevnost

(a) Hlavní rotační součásti motoru musí mít odpovídající pevnost, aby odolaly teplotním a dynamickým podmínkám normálního provozu a všem nadměrným teplotním a dynamickým podmínkám, které mohou nastat v důsledku abnormálních otáček, abnormálních teplot a abnormálních vibrací. Při posuzování abnormálních podmínek musí být přihlédnuto k analýze poruch předepsané v CS-E 510.

CS-E 570 Olejový systém

(a)

(1) Konstrukce olejového systému musí být taková, aby byla zajištěna jeho správná funkce ve všech předpokládaných letových polohách, podmínkách zástavby a atmosférických a provozních podmínkách, včetně teploty oleje a součinitelů roztažnosti.

(2) V konstrukci musí být opatření:

(i) K minimalizování možnosti nesprávného upevnění uzávěru plnicího místa nebo jakéhokoliv jiného přístupového místa nebo k zabránění ztráty kapaliny v případě nesprávného upevnění uzávěru, a

(ii) K zabránění proniknutí jakéhokoliv předmětu, který by mohl bránit průtoku oleje systémem, do olejové nádrže nebo do jakéhokoliv výstupu z olejové nádrže.

(3) Uzávěry plnicích hrdel nádrží musí být zkonstruovány tak, aby byly olejetěsné a aby se za letu neuvolňovaly, a musí být označeny slovem „oil“.

(4) U každého propojení tlakového oleje s přístrojovým vybavením musí být provedeno opatření, které omezí ztrátu kapaliny v případě poruchy potrubí.

(b)

(1) Všechny části olejového systému, které nejsou v podstatě schopné snést přítomnost kontaminací pravděpodobně obsažených v oleji nebo jinak vniknuvších do olejového systému, musí být chráněny vhodným filtrem(filtry) nebo sítkem(sítka). Ty musí poskytovat takový stupeň filtrace, který je dostačující k vyloučení poškození motoru a vybavení motoru, a musí mít kapacitu k zadržení nečistot s ohledem na stanovené intervaly údržby.

(2) Jestliže není nejkritičtější hlavní olejový filtr vybaven obtokem, potom musí mít opatření pro přiměřenou informaci posádky o hrozícím ucpání.

(c) Každý filtr nebo sítko, které jsou vybaveny obtokem, musí být zkonstruovány a zastavěny tak, aby jsou-li filtr nebo sítko úplně zaneseny, olej protékal zbývající částí systému v množství, které odpovídá normálnímu provoznímu rozsahu systému. Navíc:

(1) Konstrukce jakéhokoli obtoku musí být taková, aby nečistoty nashromážděné ve filtru nebo na sítku nevnikly do filtru nebo sítka olejového systému motoru ve směru průtoku oleje, je-li obtok v činnosti.

(2) Musí být použita informace o činnosti obtoku poskytující podnět k provedení příslušné činnosti údržby. Tato informace není nutná, jestliže pokyny pro údržbu požadují provedení stejné činnosti, jako která následuje po informaci o hrozícím ucpání nejkritičtějšího olejového filtru.

(d)

Olejový systém včetně expanzního prostoru olejové nádrže musí být přiměřeně odvětrán. Všechny odvětrávací prvky olejového systému musí být umístěny a chráněny tak, aby bylo minimalizováno proniknutí cizích látek, které by mohly ovlivnit uspokojivou funkci motoru. Odvětrání musí být uzpůsobeno tak, aby se z kondenzovaná vodní pára, která by mohla zmrznout a bránit odvětrání, nemohla hromadit v jakémkoli místě.

(e)

(1) S výjimkou případu, kdy jsou nádrž, její upevnění a všechny součásti olejového systému umístěné vně skříně motoru žárupevné, musí existovat prostředky pro uzavření dodávky oleje do motoru. Tyto prostředky musí být takové, že pokud jsou v činnosti, zabrání, v případě poruchy jakéhokoliv potrubí olejového systému, úniku nebezpečného množství oleje.

(2) Je-li možnost použít praporování, nesmí činnost uzavíracího prostředku zabránit dodávce oleje v předpokládaném množství pro činnost praporování vrtule.

(f)

(1) Žádná nepřetlaková olejová nádrž nesmí propouštět, je-li vystavena působení maximální provozní teploty a rozdílů tlaků 35 kPa.

(2) Každá olejová nádrž musí mít ukazatel množství oleje nebo umožnit jeho použití.

(3) Jestliže je systém praporování vrtule závislý na oleji motoru:

(i) Musí existovat prostředky pro udržení dostatečného množství oleje, jestliže dojde k selhání dodávky oleje následkem poruchy jakékoli části mazacího systému jiné než olejové nádrže. Toto množství zadrženo oleje musí být dostačující k uskutečnění jednoho praporování. Přitom se bere v úvahu opotřebením provozem a toto zbytkové množství oleje musí být k dispozici pouze pro praporovací čerpadlo.

(ii) Musí být zavedeno opatření k zabránění proniknutí kalů nebo cizích látek do systému praporování vrtule.

(iii) Konstrukce olejového systému motoru musí umožnit provedení zapraporování a odpraporování za všech normálních provozních podmínek.

(g)

(1) Každý druh a typ oleje, který má být schválen, a s ním související omezení musí být deklarovány a doloženy.

(2) Jakýkoliv parametr specifikace oleje, který může být případně kritický pro funkci motoru nebo pro jeho životnost, musí být určen, a pokud je to nezbytné, mohou být s příslušným olejem provedeny odpovídající zkoušky na motoru nebo zkušebním zařízení.“

CS-E 640 Tlaková zatížení

(a) Statická tlaková zatížení

Zkouškou, ověřenou analýzou nebo jejich kombinací musí být stanoveno, že všechny stacionární části, které jsou vystaveny působení významného tlakového zatížení od plynu nebo kapaliny, nebudou během stabilizovaného jednominutového chodu:

(1) Vykazovat trvalé deformace překračující provozní omezení nebo vykazovat netěsnosti, které by mohly vést k nebezpečnému účinku motoru, jestliže jsou vystaveny působení většího z dále uvedených tlaků:

(i) 1.1 násobek maximálního pracovního tlaku, nebo

(ii) 1.33 násobku normálního pracovního tlaku, nebo

(iii) 35 kPa nad normálním pracovním tlakem; a

- (2) Vykazovat trhliny nebo roztržení, jestliže jsou podrobeny působení většího z dále uvedených tlaků:
- (i) 1,15 násobku maximálního možného tlaku, nebo
 - (ii) 1,5 násobku maximálního pracovního tlaku, nebo
 - (iii) 35 kPa nad maximálním možným tlakem.

(b) Vyhovění CS-E 640 (a) musí zohledňovat:

- (1) Provozní teplotu částí;
- (2) Navíc k zatížení tlakem jakákoliv jiná významná statická zatížení;
- (3) Minimální reprezentativní vlastnosti jak materiálu, tak procesu použitého při výrobě částí;
- (4) Jakékoliv nepříznivé podmínky z hlediska geometrie povolené typovým návrhem.

CS-E 650 Hodnocení vibrací

(a) Každý motor musí být podroben hodnocení vibrací za účelem zjištění, že vibrační charakteristiky těch součástí, které mohou být vystaveny mechanicky nebo aerodynamicky buzenému vibračnímu namáhání, jsou v celé stanovené letové obálce přijatelné. Hodnocení motoru a jejich rozsah musí být založeny na vhodné kombinaci zkušeností, analýz a zkoušek součástí a minimálně musí zahrnovat rotorové (oběžné) lopatky, statorové lopatky, rotorové disky, vymezovače vŕle a hřídele rotorů.“

CS-E 730 Kalibrační zkoušky motoru

Pro identifikaci změn tahu nebo výkonu motoru, které mohou nastat během vytrvalostní zkoušky podle CS-E 740, musí být stanoveny kalibrační křivky tahu nebo výkonu zkoušeného motoru buď zvláštními zkouškami provedenými bezprostředně před vytrvalostní zkouškou a po ní, nebo měřeními získanými během první a konečné etapy vytrvalostní zkoušky, až do nejvyššího jmenovitého výkonu s výjimkou jmenovitého 30sekundového a 2minutového výkonu OEI.

CS-E 745 Akcelerace motoru

(a) Zkouškou na zkušebním zařízení musí být prokázáno, že:

- (1) Motory pro letouny; zvýšení výkonu/tahu na jmenovitý vzletový výkon/tah proběhne při přesunutí ovládací páky výkonu nebo tahu z polohy minimálního letového volnoběhu do maximální polohy za dobu nepřevyšující 1 sekundu při příslušné nepříznivé kombinaci odběru vzduchu a odběru výkonů dovolených pro letoun, a to bez převýšení teplot, bez pumpáže, odtržení proudu nebo jiných činitelů poškozujících motor.
- (2) Motory pro rotorová letadla; zvýšení výkonu na jmenovitý vzletový výkon proběhne při změně nastavení výkonu z minimálního volnoběhu na zkušebně na jmenovitý vzletový výkon za méně než 1 sekundu při nejnepříznivější kombinaci odběru vzduchu a odběru výkonů dovolených pro letadlo, a to bez převýšení teplot, pumpáže, odtržení proudu nebo jiných činitelů poškozujících motor.

CS-E 820 Zkouška překročení krouticího momentu

(a) Pokud je pro motor obsahující volnou výkonovou turbínu vyžadováno schválení maximálního překročení krouticího momentu motoru, musí být zkouškou prokázáno vyhovění tomuto odstavci.

- (1) Zkoušky mohou být provedeny, pokud je to žádoucí, jako součást vytrvalostní zkoušky podle CS-E 740. Průkaz může být alternativně proveden zkouškou na úplném motoru nebo ekvivalentními zkouškami jednotlivých skupin součástí.
- (2) V závěru těchto zkoušek musí být stav rozebraného motoru nebo jednotlivých sestav součástí vyhovující pro pokračování v provozu.

CS-E 830 Maximální překročení otáček motoru

(a) Jestliže je pro rotační systém motoru požadováno schválení maximálního překročení otáček, musí být provedena zkouška na úplném motoru. Alternativně může být poskytnut důkaz na základě zkoušky motoru podobné konstrukce.

(b) Podmínky při zkoušce musí být následující:

- (1) 15 minut celkového chodu motoru při maximálním překročení otáček, které má být schváleno. Zkouška může být provedena v oddělených úsecích chodu motoru, každý v trvání nejméně 2,5 minuty.