



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ
BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
LETECKÝ ÚSTAV

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

DIAGNOSTIKA HYDRAULICKÝCH SOUSTAV LETADEL

DIAGNOSTICS OF AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEMS

DIZERTAČNÍ PRÁCE
DOCTORAL THESIS

AUTOR PRÁCE
AUTHOR

Ing. KAROL BENCALÍK

VEDOUCÍ PRÁCE
SUPERVISOR

doc. Ing. KAREL TŘETINA, CSc.

BRNO 2014

Diagnostika hydraulických soustav letadel**Abstrakt**

V letectví se přikládá velký důraz na bezpečnost letecké techniky. Aktuální technický stav letounu a jeho systémů je tedy důležitým parametrem pro jeho letovou způsobilost. Pro určení technického stavu prvku by bylo vhodné srovnání dat měřených za letu s parametry udávanými výrobcem, jež jsou měřeny za provozních podmínek. Disertační práce se zabývá použitím bezrozměrných čísel pro diagnostiku hydrogenerátoru a možnostmi diagnostiky vybraných prvků.

Abstract

In aviation, great emphasis is placed on aircraft safety. The current technical condition of the aircraft and its systems is an important parameter for its airworthiness. The technical condition of the elements measured during the flight should be compared to parameters specified by the manufacturer and measured in laboratory conditions. This thesis deal with the possibilities of the use of dimensionless numbers for the diagnostics of the hydrogenerator and deals with the diagnostics possibilities of selected elements.

Klíčová slova

Diagnostické parametry, diagnostika, hydraulický systém, údržba letadel, zapisovač letových údajů, podobnostní čísla

Key Words

Diagnostic parameters, diagnostics, hydraulic system, aircraft maintenance, flight data recorder, similarity numbers

Místo uložení práce

Oddělení pro vědu a výzkum FSI VUT v Brně

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Bibliografická citace

BENCALÍK, K. *Diagnostika hydraulických soustav letadel*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2014. 101 s. Vedoucí dizertační práce doc. Ing. Karel Třetina, CSc.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Prohlášení autora o původnosti práce

Prohlašuji, že jsem disertační práci na téma Diagnostika hydraulických soustav letadel vypracoval samostatně s použitím uvedené literatury a zdrojů.

V Brně dne:

.....

Ing. Karol Bencalík

Poděkování

Touto cestou bych rád poděkoval panu Doc. Ing. Karlu Třetinovi, CSc. za cenné rady a konzultace při zpracování této disertační práce a rodině za jejich trvalou podporu během celého studia.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**Obsah**

Abstrakt	3
Abstract	3
POUŽITÉ SYMBOLY	9
ZKRATKY A INDEXY	11
1. ZAMĚŘENÍ DISERTAČNÍ PRÁCE	12
1.1 Cíle dizertační práce	12
2. HYDRAULICKÉ SYSTÉMY LETADEL	13
2.1 Základní hydraulické systémy používané v letectví	14
2.2 Požadavky předpisu	17
3. ÚDRŽBA LETADEL	18
3.1 Metody údržby letadel	18
3.2 Metody nezávislé na technickém stavu	19
3.3 Progresivní metody údržby	19
4. POROVNÁNÍ HYDRAULICKÝCH A ELEKTRICKÝCH SYSTÉMŮ	21
5. DIAGNOSTIKA LETADLOVÝCH SYSTÉMU	22
5.1 Obecné diagnostické podmínky	22
5.2 Prostředky pro kontrolu a diagnostiku letounu a zvláště jeho palubních soustav.	22
5.3 Přehled palubních zapisovačů	24
5.4 Vyhodnocení	26
6. TERMODYNMIKÁ METODA V DIAGNOSTICE HYDRAULICKÝCH SOUSTAV	27
6.1 Obecný princip termodynamické metody	27
6.2 Hydraulický odpor	28
7. PODOBNOSTNÍ ČÍSLA	30
7.2 Rozbor sil	30
7.3 Odvození některých podobnostních čísel	31
8. ÚČINNOST HYDROGENERÁTORU A JEJÍ PŘEPOČET	32
8.1 Požadavky kladené na hydrogenerátory	32
8.2 Objemová účinnost	32
8.3 Tlaková účinnost	33
8.4 Celková účinnost hydrogenerátoru	33
8.5 Vyjádření účinnosti pomocí podobnostních čísel	35
8.6 Korekce změny teploty oleje	37
8.7 Korekce přírůstu teploty oleje při průtoku hydrogenerátorem	38
8.8 Korekce změny tlaku a dynamické viskozity	38

Diagnostika hydraulických soustav letadel

8.9	Korekce změny stlačitelnosti oleje	39
8.10	Vyhodnocení	39
9.	TLAKOVÉ A TEPLOTNÍ POMĚRY V HYDROGENERÁTORU	40
10.	KAPALINY V HYDRAULICKÝCH SOUSTAVÁCH LETADEL	44
10.1	Viskozita kapaliny	45
10.2	Modul pružnosti kapaliny	46
10.3	Hustota kapaliny	51
11.	DIAGNOSTIKA HYDRAULICKÉHO SYSTÉMU	56
11.1	Příčiny poruch hydraulických soustav	58
11.2	Poruchy v hydraulických systémech	58
11.3	Diagnostika hydraulických prvků	61
11.4	Výběr diagnostických parametrů	66
12.	TECHNICKÉ STAVY A PŘÍZNAKY	68
12.1	Stavy objektů	68
12.2	Rozhodování	69
12.3	Zavedení diagnostiky do praxe	70
13.	DIAGNOSTIKA HYDROGENERÁTORU V LETECTVÍ	71
13.1	Hydrogenerátor a pohon hydrogenerátoru	71
13.2	Měřicí zařízení	75
13.3	Charakteristiky hydrogenerátoru	80
13.4	Čas doplňování hydraulického akumulátoru	82
13.5	Měření teplotního spádu na hydrogenerátoru	85
13.6	Vyhodnocení	87
14.	ZÁVĚR	88
	LITERATURA	89
	PUBLIKACE AUTORA	92
	PŘÍLOHY	93
	ŽIVOTOPIS	101

Diagnostika hydraulických soustav letadel

POUŽITÉ SYMBOLY

a	$[\text{ms}^{-1}]$	- Rychlost zvuku
c_p	$[\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}]$	- Měrná tepelná kapacita
E_k	$[\text{Pa}]$	- Modul objemové pružnosti kapaliny
f	$[\text{s}^{-1}]$	- Frekvence
F_g	$[\text{N}]$	- Tíhová síla
F_h	$[\text{N}]$	- Hybnostní síla
F_k	$[\text{N}]$	- Kompresní síla
F_p	$[\text{N}]$	- Tlaková síla
F_s	$[\text{N}]$	- Setrvačná síla
F_t	$[\text{N}]$	- Třecí síla
f_{if}	$[-]$	- Součinitel tření
F_σ	$[\text{N}]$	- Povrchová síla
g	$[\text{ms}^{-2}]$	- Tíhové zrychlení
H	$[-]$	- Entropie soustavy
i	$[\text{Jkg}^{-1}]$	- Entalpie kapaliny
K	$[\text{Pa}]$	- Modul pružnosti kapaliny bez vzduchu
K_s	$[\text{Pa}]$	- Izotermický modul pružnosti kapaliny
K_t	$[\text{Pa}]$	- Adiabatický modul pružnosti kapaliny
l	$[\text{m}]$	- Délka
m	$[\text{kg}]$	- Hmotnost
M_1	$[\text{Nm}]$	- Vstupní krouticí moment
M_k	$[\text{Nm}]$	- Krouticí moment
M_{kz}	$[\text{Nm}]$	- Závěsový moment
N	$[-]$	- Počet možných stavů soustavy
n	$[\text{s}^{-1}]$	- Otáčky
n	$[-]$	- Polytropický exponent
n_E	$[\text{s}^{-1}]$	- Otáčky - ekvivalentní
p	$[\text{MPa}]$	- Tlak kapaliny
P_1	$[\text{kW}]$	- Příkon
P_2	$[\text{kW}]$	- Výstupní výkon
P_G	$[\text{kW}]$	- Výkon hydrogenerátoru
p_i	$[-]$	- Pravděpodobnost
P_{vh}	$[\text{kW}]$	- Výkon-vstupní-hydraulický
P_Z	$[\text{kW}]$	- Výkon ztrátový
P_{ztr}	$[\text{kW}]$	- Výkon-ztrátový
Q	$[\text{m}^3\text{s}^{-1}]$	- Průtok
q	$[\text{mm}]$	- Polohové rozladění
R	$[-]$	- Plynová konstanta
S	$[\text{m}^2]$	- Plocha

Diagnostika hydraulických soustav letadel

s	[s]	-	Směrodatná odchylka
s^2	[s ²]	-	Rozptyl
S_p	[m ²]	-	Plocha pístu
T	[K]	-	Teplota
t	[s]	-	Čas
$t_{14\text{MPa}}$	[s]	-	Čas dosažení tlaku 14MPa
$t_{20\text{MPa}}$	[s]	-	Čas dosažení tlaku 21MPa
$t_{20\text{MPa}} - t_{14\text{MPa}}$	[s]	-	Čas plnění akumulátoru z tlaku 14MPa na 21MPa
u	[Jkg ⁻¹]	-	Vnitřní energie kapaliny
V	[m ³]	-	Objem kapaliny
v	[ms ⁻¹]	-	Rychlost
V_g	[m ³]	-	Geometrický objem
V_k	[m ³]	-	Objem kapaliny
V_p	[m ³]	-	Objem plynu
w	[Jkg ⁻¹]	-	Měrná energie kapaliny
x	[-]	-	Počet prvků soustavy
x	[mm]	-	Okamžitá poloha posunutí šoupátka
X_i	[-]	-	Příznak
z_p	[mm]	-	Signál od pilota
β	[Pa]	-	Součinitel stlačitelnosti kapaliny
δ_k	[°]	-	Výchylka kormidla
Δp	[MPa]	-	Tlakový spád
ΔT	[K]	-	Teplotní spád
η	[-]	-	Účinnost
η_G	[-]	-	Účinnost hydrogenerátoru
η_k	[kgm ⁻¹ s ⁻¹]	-	Dynamická viskozita kapaliny
η_M	[-]	-	Účinnost hydromotoru
η_p	[-]	-	Účinnost tlaková
η_Q	[-]	-	Účinnost průtoková
η_R	[-]	-	Účinnost rozvodu
ν	[m ² s ⁻¹]	-	Kinematická viskozita
ρ	[kgm ⁻³]	-	Hustota kapaliny
τ	[MPa]	-	Tečné napětí
ω	[rads ⁻¹]	-	Úhlová rychlost
\bar{x}	[s]	-	Aritmetický průměr
γ	[K ⁻¹]	-	Součinitel tepelné roztažnosti

Diagnostika hydraulických soustav letadel**ZKRATKY A INDEXY**

1	-	Vstupní
2	-	Výstupní
c	-	Celkový
H	-	Hydraulický
HG	-	Hydrogenerátor
kap	-	Kapaliny
L	-	Letový
ps	-	Po stlačení
S	-	Standardní
ŠV	-	Škrťací ventil
vh	-	Vstupní hydraulický
vz	-	Vzduch
ztr	-	Ztrátový

Diagnostika hydraulických soustav letadel**1. ZAMĚŘENÍ DISERTAČNÍ PRÁCE**

V počátcích letectví byly palubní systémy relativně jednoduché a letouny nedosahovaly příliš vysokých rychlostí. Se zvětšující se velikostí letounů a zvyšováním rychlosti letu již nebylo možné zvládat působící síly na kormidlech pomocí mechanického převodu a v letounech se začínají prosazovat hydraulické a elektrické systémy. Z počátku se hydraulické systémy uplatňovaly k ovládání podvozku a klapek, postupně se ale začaly objevovat i v systémech ovládání letounu.

Vzhledem ke své důležitosti je hydraulický systém několikrát zálohován a přísně kontrolován. Na hydraulické systémy jsou kladeny vysoké nároky a musí splňovat požadavky na vysokou spolehlivost, nízkou hmotnost a dlouhou životnost. Z těchto důvodů je nutná dobrá znalost technického stavu nejen celého systému, ale i jednotlivých prvků. Kontroly a údržba jsou v dnešní době prováděny v přesně určených intervalech. Z ekonomických důvodů je snaha prodlužovat intervaly mezi jednotlivými kontrolami a snižovat čas údržby aniž by došlo ke snížení spolehlivosti. Jednou z možných cest ke splnění těchto požadavků je diagnostika systému.

Tato práce obsahuje stručný náhled do problematiky údržby letecké techniky a diagnostiky hydraulických systémů. Jsou zde uvedeny základní druhy údržby letounu včetně jejich charakteristiky a seznamuje se základními hydraulickými okruhy používanými v letectví a jejich nejdůležitějšími prvky. V práci jsou popsány diagnostické systémy vyvinuté v České republice s výčtem diagnostikovaných parametrů a jejich vývoj, jejichž úroveň je srovnatelná se světovou. Jsou zde vypsané základní požadavky a možnosti diagnostiky společně s návrhem inovace.

1.1 Cíle dizertační práce

Vzhledem k současnému vývoji letecké diagnostiky, která směřuje k palubní diagnostice, kdy se parametry snímají za letu, je nutné stanovit metodu přepočtu parametrů měřených za letu na parametry snímané na zemi. Takto vypočítaná data lze již srovnat s daty udávanými výrobcem zařízení a určit tak aktuální technický stav diagnostikovaného prvku a tím značně zefektivnit údržbu letounu.

Prvním cílem je využití teorie podobnosti pro přepočet veličit měřených za letu na veličiny snímané na zemi.

Při diagnostice hydraulických soustav lze využít informací nesených kapalinou. Z těchto informací je důležitým zdrojem údajů o degradaci součástí teplota kapaliny. Určením vlivu zhoršujícího se stavu hydraulických prvků na teplotu by mělo být dosaženo lepší možnosti určení stavu jednotlivých prvků a tím i celkového stavu hydraulické soustavy.

Druhým cílem je zjistit vliv změny technického stavu hydrogenerátoru na teplotní a tlakové poměry v kapalině a to jak analytickým rozborem, tak i experimentem založeným na metodě aktivního pokusu.

Třetím úkolem je navrhnout strukturu diagnostické soustavy pro malý dopravní letoun s cílem zefektivnění údržbářských prací.

Pro tento letoun by měly být navrženy měřené parametry pro určení technického stavu soustavy nebo jednotlivých prvků. V praxi by to znamenalo přechod od dosud používané tradiční metody, kde jsou prvky vyměňovány v předem stanovených intervalech, na metody závislé na stavu. V konečném důsledku se očekává jak ekonomická a časová úspora, tak i výrazné zvýšení bezpečnosti a spolehlivosti letounu.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

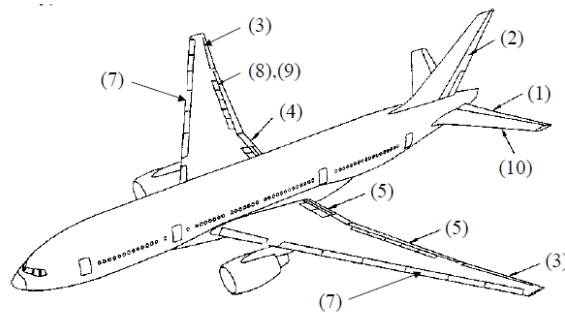
2. HYDRAULICKÉ SYSTÉMY LETADEL

Hydraulické okruhy se v letectví začaly používat na začátku 30. let 20. století k ovládání podvozku. Se zvyšující se rychlostí letu a velikostí letounů se hydraulické systémy začaly používat k ovládání klapek, ovládání vstupního a výstupního ústrojí motoru, řízení šípovitosti křídla atd.

Hydraulické systémy používané v letectví musí bezpečně pracovat ve velkém rozsahu teplot a různých podmínkách. Jsou kladeny vysoké nároky na spolehlivost, nízkou hmotnost a malé rozměry. V porovnání s elektrickými soustavami mají hydraulické soustavy malé časové konstanty a jsou vhodnější pro přenos velkých výkonů. Na druhou stranu vyžadují důkladnou kontrolu a mají poměrně vysoké nároky na údržbu.

Hydraulické instalace musí zajistit:

- a) spolehlivou funkci, mechanismů a výkonových prvků při letovém i pojižděcím režimu
- b) potřebný sled a synchronnost funkce ovládaných mechanismů
- c) vnější těsnost pohyblivých i nepohyblivých spojů i prvků v očekávaných provozních podmínkách
- d) dostatečnou zásobu energie pro ovládání konstrukčních částí letadla v předepsaných režimech letu a provozních podmínkách
- e) vyhovující podmínky pro údržbu, obsluhu, opravu
- f) pohodlné ochranné plnění a vypouštění kapaliny, kontrola jejího množství v systému, lehké odstranění vzduchových bublin ze systému
- g) vysokou účinnost při přenosu tlakové energie
- h) minimální hmotnost, výrobní jednoduchost a účelné využití prostoru v letadle



Obr. 2-1 Zobrazení ovládání letounu [1]

1-Výškové kormidlo, 2-Směrové kormidlo, 3-Křídélka, 4-Flaperony, 5-Klapky, 7-Sloty, 8-Spoilery, 9-Vzdušné brzdy, 10-Vodorovné ocasní plochy

- Další systémy**
- Přistávací zařízení
 - Brzdy a protiskluzový systém
 - Řízení podvozku
 - Nákladové dveře
 - Rampy

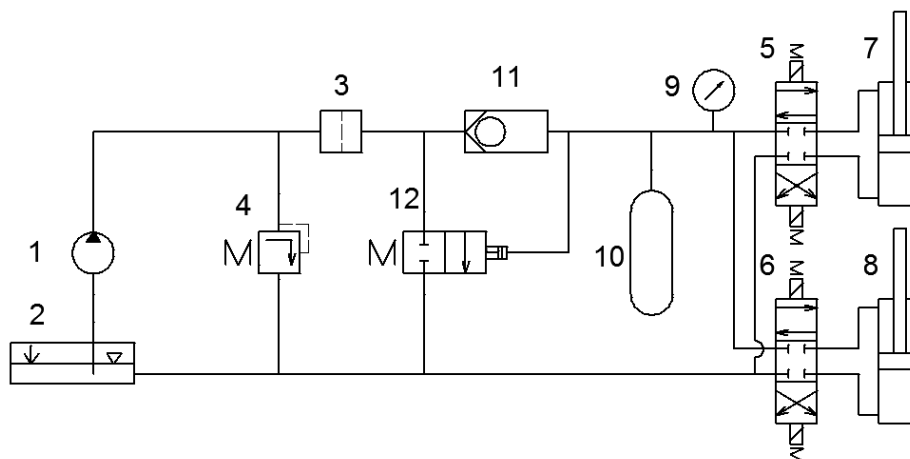
Diagnostika hydraulických soustav letadel

2.1 Základní hydraulické systémy používané v letectví

Hydraulické tlakové okruhy se skládají z hydrogenerátoru, hydromotoru a prvků nutných ke spolehlivé a účinné přeměně mechanické energie na tlakovou a naopak. Výhodou hydraulických systémů je velká rychlost reakce, malé opotřebení, malé rozměry jednotlivých prvků a řízení výkonu v širokém rozsahu. Nevýhodou je technologická náročnost, velká citlivost kapaliny na nečistoty a změny teploty. Jmenovitý tlak kapaliny v hydraulických systémech v současně provozovaných letounech je převážně na hodnotě 21MPa.

2.1.1 Tlakový okruh s odlehčovacím ventilem

Hydrogenerátor bez regulace průtoku 1 nasává kapalinu z přetlakované nádrže 2 a dodává ji přes čistič 3, jednosměrný ventil 11 a rozvaděče 5 a 6 do pracovních válců 7 a 8. V případě, že pracovní válce nespotebouvají žádnou energii, je doplňován akumulátor 10 tlakovou kapalinou. Po dosažení maximálního pracovního tlaku se sepne odlehčovací ventil 12 a tím se propojí výtlačná větev se zpětnou větví. Tím dojde k poklesu tlaku za hydrogenerátorem a jeho odlehčení v případě, že pracovní válce neodebírají žádnou tlakovou energii. Pojišťovací ventil 4 chrání tlakový okruh před nedovoleným zvýšením tlaku.



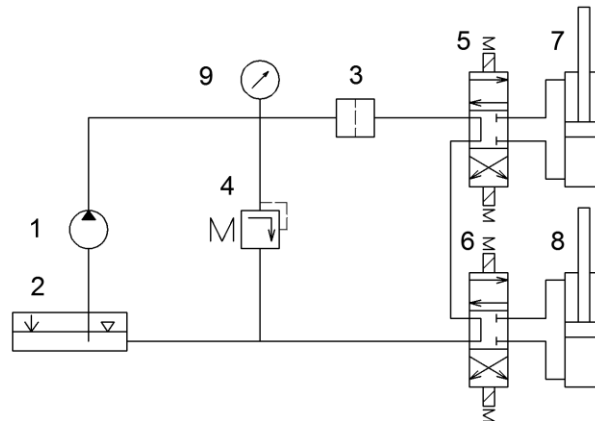
Obr. 2-2 Tlakový okruh s odlehčovacím ventilem [16]

1 – Hydrogenerátor, 2 – Nádrž, 3 – Filtr, 4 – Pojišťovací ventil, 5 – Rozvaděč, 6 – Rozvaděč, 7 – Hydromotor, 8 – Hydromotor, 9 – Tlakoměr, 10 – Akumulátor, 11 – Jednosměrný ventil, 12 – Odlehčovací ventil

2.1.2 Tlakový okruh s otevřeným středem

V neutrální poloze elektrohydraulických rozvaděčů 5 a 6 je propojena výtlačná a zpětná větev. Tím je průtok z hydrogenerátoru veden zpět do nádrže 2 a při nepracujících pracovních válcích je hydrogenerátor odlehčen. Při přepnutí rozvaděče 5 nebo 6 je tlaková kapalina dodávaná do pracovního válce 7 nebo 8. Účinnost okruhu je velká. Pracovní válce však musí být řazený za sebou a mohou pracovat současně pouze s omezením.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

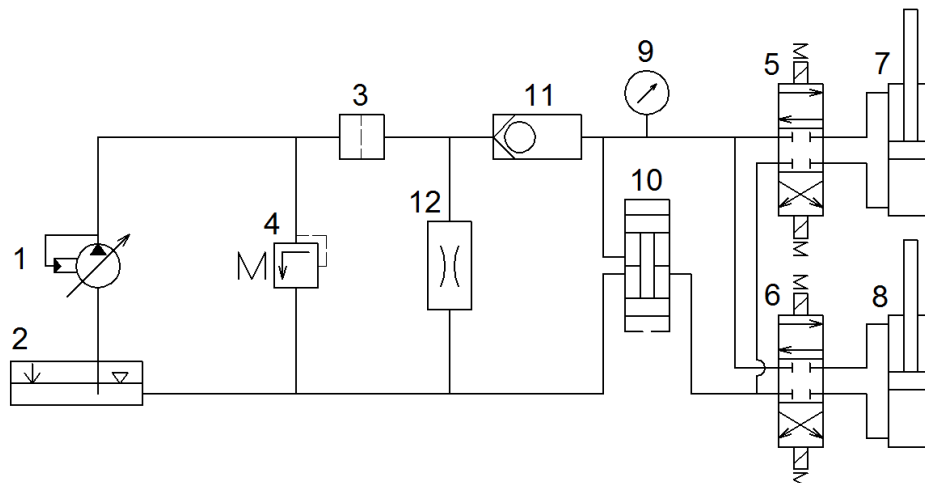


Obr. 2-3 Tlakový okruh s otevřeným středem [16]

1 – Hydrogenerátor, 2 – Nádrž, 3 – Filtr, 4 – Pojistný ventil, 5 – Rozvaděč, 6 – Rozvaděč, 7 – Hydromotor, 8 – Hydromotor, 9 – Tlakoměr

2.1.3 Tlakový okruh s regulačním hydrogenerátorem

Tento okruh je na obr. 2-4. Využívá hydrogenerátor 1 s regulací průtoku. Regulace průtoku je tlaková. Po dosažení regulačního tlaku hydrogenerátor snižuje průtok, při maximálním pracovním tlaku je průtok hydrogenerátoru prakticky nulový. V tomto režimu průtok hydrogenerátoru kryje průtokové ztráty okruhu a průtok přes škrťací ventil 12. Tento průtok zajistí dobré mazání a chlazení hydrogenerátoru v režimu, kdy pracovní válce 7 a 8 nepracují (rozvaděče 5 a 6 jsou v neutrální poloze). Dvoukomorový akumulátor částečně vyrovnává rozdíl mezi průtokem hydrogenerátoru a průtokem do nádrže 2. V případě pracujících válců s průběžnou pístnicí je možno nádrž 2 nahradit malou kompenzační nádrží.



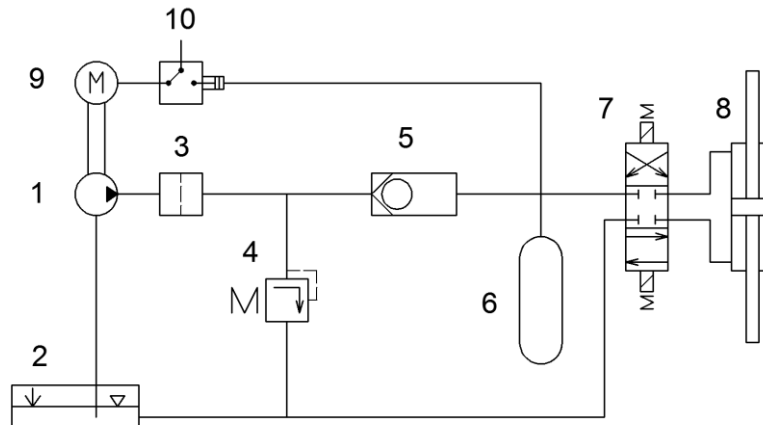
Obr. 2-4 Tlakový okruh s regulačním hydrogenerátorem [16]

1 – Hydrogenerátor (regulační), 2 – Nádrž, 3 – Filtr, 4 – Pojistný ventil, 5 – Rozvaděč, 6 – Rozvaděč, 7 – Hydromotor, 8 – Hydromotor, 9 – Tlakoměr, 10 – Akumulátor, 11 – Jednosměrný ventil, 12 – Škrťací ventil

Diagnostika hydraulických soustav letadel

2.1.4 Okruh s elektro-hydro agregátem

U tohoto typu okruhu je hydrogenerátor 1 s konstantním geometrickým objemem poháněn pomocí elektromotoru 9 napájeného z palubní elektrické sítě. Zapínání a vypínání elektromotoru 9 je prováděno tlakovým regulátorem 10, jenž při dosažení nastaveného tlaku odpojí napájení elektromotoru. Tlak v soustavě je udržován pomocí akumulátoru 6 a regulátoru 10.



Obr. 2-5 Tlakový okruh s elektro-hydro agregátem [16]

1 – Hydrogenerátor (neregulační), 2 – Nádrž, 3 – Filtr, 4 – Pojistný ventil, 5 – Jednosměrný ventil, 6 – Akumulátor, 7 – Rozvaděč, 8 – Hydromotor, 9 – Elektromotor, 10 – Regulátor

Diagnostika hydraulických soustav letadel**2.2 Požadavky předpisu**

Dle normy CS 23 musí hydraulické systémy mimo jiné splňovat tyto podmínky:

- (a) *Návrh*. Každý hydraulický systém musí být navržen tak, aby splňoval následující:
- (1) Každý hydraulický systém a jeho části musí bez trvalých deformací vydržet zatížení konstrukce předpokládané společně s hydraulickým zatížením.
 - (2) Letová posádka musí mít k dispozici zařízení, které udává tlak v každém hydraulickém systému, který zabezpečuje dvě nebo více základních funkcí.
 - (3) Musí existovat prostředky, které zajišťují, že tlak, včetně přechodného (rázového) tlaku, v kterékoliv části systému nepřekročí bezpečnou mez nad návrhovým provozním tlakem a které zabrání výskytu nadměrného tlaku vznikajícího z objemových změn kapalin ve všech vedeních, která pravděpodobně zůstanou uzavřena dostatečně dlouho k tomu, aby se takové změny vyskytly.
 - (4) Minimální návrhový tlak roztržení musí být 2,5 násobkem provozního tlaku.
- (b) *Zkoušky*. Způsobilost každého systému musí být prokázána zkouškami zkušebním tlakem. Při tlakové zkoušce nesmí žádná část systému selhat, nesprávně pracovat nebo zůstat trvale deformovaná. Zkušební zatížení každého systému musí být alespoň 1,5násobkem maximálního provozního tlaku v tomto systému.
- (c) *Akumulátory*. Hydraulický akumulátor nebo nádrže mohou být zastavěny na motorové straně protipožární stěny, jestliže:
- (1) Je integrální částí systému motoru nebo vrtule; nebo
 - (2) Nádrž není tlaková a celkový objem všech takových netlakových nádrží je 1 dm³ nebo méně.

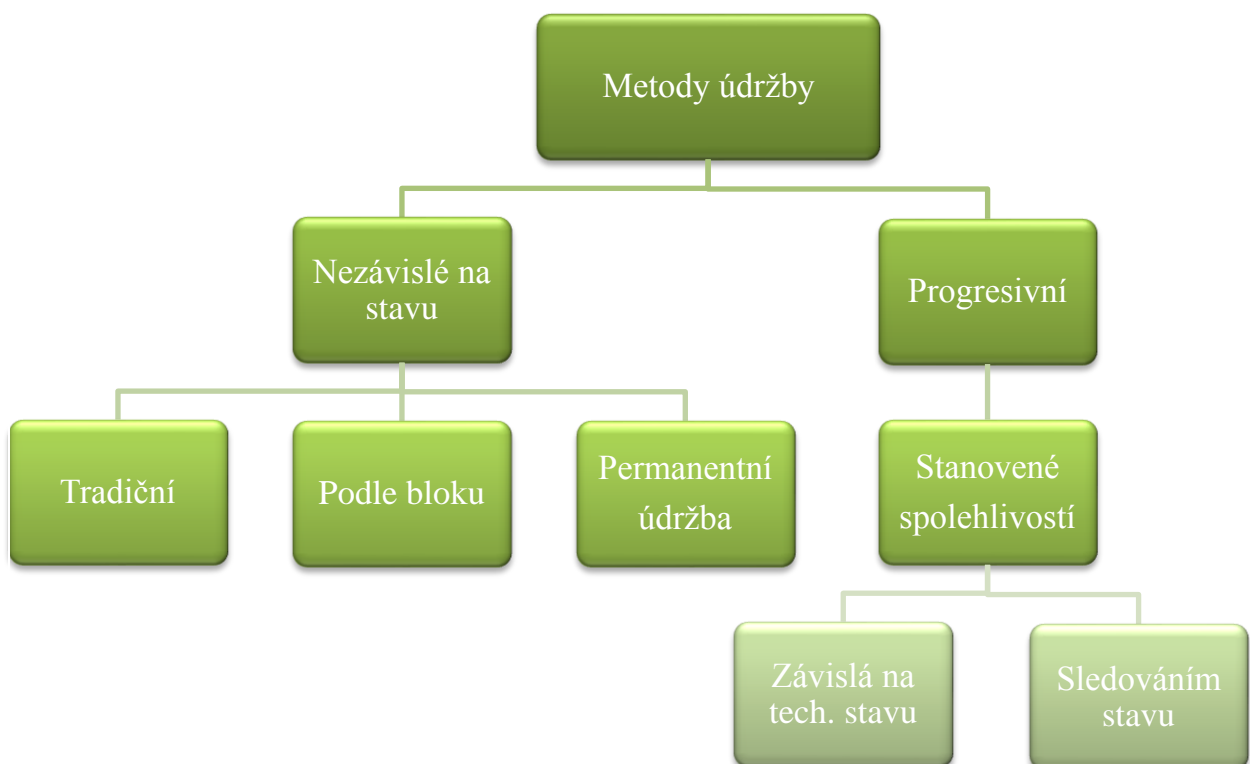
Pokles účinnosti hydraulické soustavy není v normě přesně stanoven. Minimální dovolená účinnost je stanovena výrobcem zařízení nebo provozovatelem.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

3. ÚDRŽBA LETADEL

Požadavky na údržbu letounu jsou neodmyslitelně spjaty s návrhem jeho konstrukce. Z počátku byla konstrukce letounu navrhována, jako konstrukce s bezpečným životem, posléze se ale začalo přecházet na konstrukci bezpečnou při poruše. Tato filozofie vychází z toho, že výskyt poruchy s katastrofickými důsledky po dobu stanovené životnosti je extrémně nepravděpodobný. Další vývojovou fází je konstrukce s přípustným poškozením. Taková konstrukce musí přenést bez poruchy nebo nadměrných deformací odpovídající zatížení i v případě únavového, korozního nebo jiného poškození.

3.1 Metody údržby letadel



Obr. 3-1 Metody údržby letadel [5]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

3.2 Metody nezávislé na technickém stavu

3.2.1 Tradiční metody

Údržba je prováděna v přesně stanovených intervalech bez ohledu na zákonitost vzniku poruch. Prohlídky se periodicky opakují, přičemž postupně roste rozsah prohlídky. Součást je vyměněna po pevně stanoveném čase nebo počtu cyklů bez ohledu na její aktuální stav.

3.2.2 Údržba dle bloků

Po rozdělení letounu na bloky, které mohou být z letounu samostatně demontovatelné, je předepsána údržba pro dané celky. Při zjištění závady může být daný blok vyměněn.

3.2.3 Permanentní údržba

Tento typ údržby spočívá přiřazení části nezávislých údržbářských prací prováděných v generální opravě k předepsaným periodickým prohlídkám. Tímto způsobem dojde ke zkrácení času generální opravy za cenu malého prodloužení periodických prohlídek.

3.3 Progresivní metody údržby

Jde o metody, které vycházejí ze spolehlivosti a diagnostice jednotlivých součástí a celků. Jsou využívána data ze statistických rozborů, teorie spolehlivosti a diagnostiky vybraných součástí. Diagnostika dává informace o aktuálním stavu systému na základě měření vybraných parametrů, které mohou sloužit i pro prognózu jeho stavu. Výběr měřených parametrů musí být proveden tak, aby byl dostatečně přesně znám stav daného prvku. Počet měřených parametrů by měl být co možná nejmenší. K zavedení této formy údržby je nutná analýza konstrukce a systémů letounu.

3.3.1 Údržba závislá na stavu

Vychází z dokonalé znalosti chování monitorovaných prvků. Metoda je založena na pravidelném zjišťování stavu soustavy pomocí periodických měření prováděných během provozu daného systému. Jedná se o proces hledání poškození měření vhodných fyzikálních veličin za účelem zhodnocení, zda může prvek pokračovat v provozu. Tolerance opotřebení a přípustná degradace musí být stanoveny v údržbářských manuálech. Měření je prováděno v pravidelných intervalech bez demontáže měřeného prvku. Tuto metodu lze aplikovat pouze na prvky, u nichž kontrola (měření vybraných parametrů) poskytne dostatek informací o aktuálním stavu prvku a jeho předpokládané životnosti.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

3.3.2 Sledování stavu

Tento proces se používá u prvků a systému, u kterých nelze stanovit životnost nebo degradaci měřením nebo zde nelze využít tradiční metody údržby. Tato metoda se aplikuje na prvky, u nichž nelze definovat délku technického života. Tyto prvky pracují do poruchy, která zapříčiní výměnu prvku nebo zásah údržby. Podmínkou je, že selhání prvku nesmí ohrozit bezpečnost letu ani letovou způsobilost, čehož je dosaženo zálohováním.

Z hlediska údržby letounu je důležitá dobrá dostupnost objektu pro údržbu a opravy, což má vliv na délku prohlídek a případné odstranění poruch. Podstatný vliv má i snadná snímatelnost, jak jednotlivých prvků, tak u celých bloků. V praxi je časově výhodnější některé agregáty vyměňovat, než je na místě prověřovat nebo opravovat [10].

Technická diagnostika umožní přechod, od dosud u hydraulických soustav používaných tradičních metod, na údržbu závislou na stavu. Tímto krokem dojde k prodloužení provozu součásti a zabrání se zbytečným výměnám prvků, které ještě neměli ukončen svůj technický život bez vlivu na bezpečnost provozu letounu.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

4. POROVNÁNÍ HYDRAULICKÝCH A ELEKTRICKÝCH SYSTÉMŮ

Již několik let je snaha nahrazovat hydraulické prvky za elektrické. Vzhledem k tomu, že hydraulické soustavy se v letounech stále široce používají, bylo do této práce zařazeno i základní srovnání obou systémů [10][16] a uvedeny jejich základní výhody a nevýhody.

	Hydraulické soustavy	Elektrické soustavy
Výhody	<ul style="list-style-type: none"> Malý objem jednotlivých prvků Účinnost HG je vyšší než EG Snadný převod velkého převodového poměru Snadná říditelnost polohy Malý moment setrvačnosti Rychlost reakce - malá časová konstanta Citlivost Přesnost Stabilita chodu hydromotoru Pracuje v libovolné vlhkosti a tlaku Malá měrná hmotnost Lehká fixace pracovních orgánů Přirozené tlumení 	<ul style="list-style-type: none"> Jednoduchá automatizace Vysoká spolehlivost Nejsou závislé na záporné teplotě Rychlost přenosu v čase Jednoduchost přenosu energie Snadná ochrana zařízení (pojistky) Jednoduchá montáž
Nevýhody	<ul style="list-style-type: none"> Velká citlivost na nečistoty Velký vliv teploty a obsahu plynů na vlastnosti kapaliny Velké ztráty v dlouhých potrubích Nebezpečí požáru Špatná lokalizace poruch Nutná vysoká přesnost výroby 	<ul style="list-style-type: none"> Nepříznivý vliv vysokých teplot Velká měrná hmotnost

Tab. 4.1 Výhody a nevýhody elektrických a hydraulických soustav

I když se některé prvky podařilo nahradit, mají v současnosti hydraulické systémy stále nezastupitelné místo, zvláště pro velké výkony. Jelikož v současnosti nemá ani jedna koncepce ideální všechny vlastnosti a optimální stavu je možné dosáhnout pravděpodobně jen kombinací obou systémů.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**5. DIAGNOSTIKA LETADLOVÝCH SYSTÉMU**

Diagnostika je definována jako věda o zjišťování poruch a technického stavu objektu. Objektem technické diagnostiky je subjekt, na němž se provádí diagnostika, kterým může být prvek, blok nebo celá soustava. Technický stav objektu je souhrn vlastností, které definují jeho schopnost vykonávat vyžadované funkce v daný okamžik.

5.1 Obecné diagnostické podmínky

- 1) Stav objektu je diagnostikován kontrolním systémem s požadovanou přesností.
- 2) Kontrolní systém je bezporuchový během diagnostiky.
- 3) Překročí-li snímané veličiny zadané tolerance nebo nevyhovují technickým podmínkám, má objekt poruchu.
- 4) Hodnotící kritérium má obvykle 2 výroky:
 - funkční (parametry jsou v toleranci)
 - porucha (parametry jsou mimo toleranci, nebo prvek vůbec nefunguje)
- 5) Diagnóza je závislá pouze na stavu objektu a ne na okolních podmínkách nebo vlastnostech diagnostického systému.

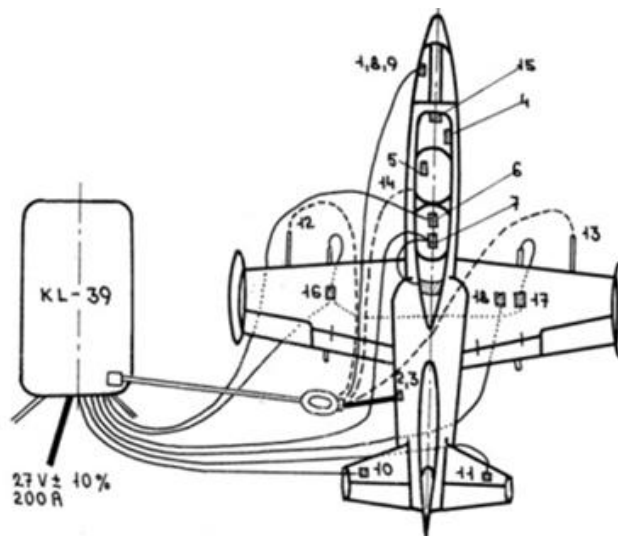
5.2 Prostředky pro kontrolu a diagnostiku letounu a zvláště jeho palubních soustav.

Diagnostické metody se liší principem své činnosti a stupněm automatizace. Aby byla diagnóza objektu závislá pouze na stavu objektu a ne na okolních podmínkách, může být diagnostika prováděna na zemi pomocí měřicí techniky zabudované na palubě letounu a snímané na mobilním kontrolním stanovišti. V dnešní době se u větších letounů preferuje použití diagnostiky řízené palubním počítačem, kdy jsou data snímána a vyhodnocována během letu. V tomto případě by však byl vodný přepočít měřených parametrů snímaných za letu na podmínky na zemi. Je zde jasně patrný přechod od prostředků, které provádějí kontrolu a diagnostiku letounu na zemi, k prostředkům sledujícím průběh diagnostických parametrů i jejich vyhodnocení za letu. Pro vyhodnocování zatížení konstrukce byl vyvinut analyzátor ANAPROZA umožňující registraci zatížení ve zvolených pásmech rychlosti letu. Byly diagnostikovány: rychlost, doba a výška letu, vibrace podvozku, násobky zatížení, výchylky kormidel, doba pojíždění, ohybové zatížení křídla, hermetizace kabiny, počet vysunutí podvozku a vztlačových klapek a počet vysunutí brzdících štítů. Diagnostický systém KL-39 (obr. 5-2) jenž sloužil k diagnostice letounu L-39 Albatros byl koncipován jako pozemní vyhodnocovací středisko umístěné do automobilu UAZ 452A. Součástí letounu L-39 byl i palubní zapisovač SARPP-12. V současné době se na letounu L-159 používá diagnostický systém AMOS.

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 5-1 Propojení KL-39 s letounem L-39 Albatros [01]



Obr. 5-2 Schéma propojení KL-39 s letounem L-39 [6]

Počty kontrolovaných parametrů podle systémů	
Motor	16
Palivová soustava	6
Turbostarter	12
Hydraulická soustava	12
Klimatizační soustava	7
Hermetizace	3
Radiovybavení	83
Elektrovybavení	42
Přístroje	19
Výzbroj letounu	37
celkem	237

Tab. 5.1 Parametry snímané systémem KL-39 [9]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

5.3 Přehled palubních zapisovačů

	Letoun	Typ registrátoru
1	L – 39	SARPP-12
2	L – 39 MS	PARES
3	L – 410UVP	SARPP-12
4	L – 410UVPE	BUR - 1
5	L – 159	AMOS
6	W – 3A	BUR - 1
7	Mi – 24	SARPP-12V
8	Mi – 17	SARPP-12
9	AN - 26	MSRP-12

Tab. 5.2 Palubní registrátory [9]

Vzhledem k velkému množství zaznamenávaných údajů ukládaných do palubních zapisovačů zde nejsou vypsaný všechny parametry, ale jsou uvedeny především parametry týkající se hydraulických systémů letounu.

SARPP-12

Je soustava pro automatický záznam vybraných parametrů letu v průběhu normálních a havarijních režimů letu. Zapisované parametry jsou rozděleny do dvou základních skupin:

- 1) Analogové signály (jsou v průběhu letu trvale spojitě zapisovány, jsou to spojitě).
- 2) Jednorázové (dvouhodnotové) a informují pouze o zapnutí a vypnutí určitého zařízení nebo o poklesu nebo zvýšení hodnoty sledovaného parametru.

Analogově zaznamenávané údaje[9]: Výšku letu v rozmezí 220-2500m, přístrojovou rychlost v rozmezí 120-1600km/h, vertikální násobek v rozmezí -3,5 – 12g, otáčky motoru do 110%, podélný násobek v rozmezí $\pm 1,5g$ a výchylka stabilizátoru v rozmezí $\pm 30^\circ$.

Dvouhodnotově zaznamenávané údaje: pokles tlaku v hydraulickém systému, pokles tlaku v systému servořízení, použití tlačítka zbraní, použití přídavného spalování motoru, zapnutí režimu motoru MAXIMÁL a zapnutí autopilota.

Letoun L – 39:

Katapultáž přední sedačky, katapultáž zadní sedačky, minimální tlak v hydraulické soustavě, minimální tlak paliva, požár motoru, poloha podvozku, nedobíjení elektrického generátoru, nebezpečně nízký tlak vzduchu v kabině letounu, minimální tlak v olejové soustavě motoru, uzavření hlavního palivového ventilu.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**AMOS**

Monitorovací systém AMOS je součástí avionické soustavy letounu L-159. Je možno jej charakterizovat jako monitorovací a diagnostický automatický systém s decentralizovanou architekturou[9].

- měří a v reálném čase vyhodnocuje a ukládá do pevné paměti vybrané parametry palubních soustav letounu,
- v průběhu letu informuje pilota prostřednictvím multifunkčního displeje o závažných událostech snižujících spolehlivost palubních soustav a bezpečnost letu, aktivuje výstražný indikátor,
- umožňuje v případě mimořádné letecké události potřebné technické analýzy ze záznamu havarijního zapisovače,
- při předletové přípravě na multifunkčním displeji zobrazuje postup úkonů a prací, které je nutno vykonat,
- na centrálním panelu údržby signalizuje vyhodnocení událostí, které omezují další provoz letounu,
- sledování fyziologických parametrů pilota v průběhu letu.

Kapacita záznamů do chráněné paměti je: 57 analogových parametrů a 157 dvouhodnotových parametrů.

Sledované analogové parametry hydraulické soustavy letounu jsou:

Název parametru	Rozsah	Četnost zápisu
Tlak v 1. hydraulické soustavě	0 ÷ 25 MPa	1 Hz
Teplota hydrogenerátoru 1. soustavy	-60 ÷ +150 °C	1 Hz
Teplota pojistného ventilu 1. soustavy	-60 ÷ +150 °C	1 Hz
Tlak zpětné kapaliny v 1. soustavě	0 ÷ 10 MPa	1 Hz
Tlak v 2. hydraulické soustavě	0 ÷ 25 MPa	1 Hz
Teplota hydrogenerátoru 2. soustavy	-60 ÷ +150 °C	1 Hz
Teplota pojistného ventilu 2. soustavy	-60 ÷ +150 °C	1 Hz
Teplota nouzového hydrogenerátoru. 2. soustavy	-60 ÷ +150 °C	1 Hz
Tlak v brzdě - levé	0 ÷ 10 MPa	8 Hz
Tlak v brzdě - pravé	0 ÷ 10 MPa	8 Hz
Teplota nádrže	-60 ÷ +150 °C	1 Hz

Tab. 5.3 Sledované analogové parametry hydraulické soustavy [9]

Sledované dvouhodnotové parametry s frekvencí zápisu 1 Hz pro hydraulickou soustavu jsou:

Název parametru
Nízký tlak v nouzovém okruhu 1. hydraulické soustavy
Nedostatečný tlak v řízení předového kola
Čistič zpětné kapaliny 1. hydraulické soustavy
Čistič kapaliny v soustavě brzd a řízení předového kola

Tab. 5.4 Sledované dvouhodnotové parametry s frekvencí zápisu 1 Hz [9]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Název parametru	Rozsah parametru	Četnost zápisu
Poloha výškového kormidla	$-19^{\circ} \div +29^{\circ}$	4 Hz
Poloha křídélka - pravé	$\pm 40^{\circ}$	1 Hz
Poloha křídélka - levé	$\pm 40^{\circ}$	1 Hz
Poloha řídicí páky (potaženo-potlačeno)	$\pm 31^{\circ}$	4 Hz
Poloha řídicí páky (vpravo-vlevo)	$-25^{\circ} \div +31^{\circ}$	4 Hz

Tab. 5.5 Sledované parametry ovládání letounu [9]

Palubní monitorovací soustava AMOS obsahuje i havarijní paměťovou jednotku, která uchovává vybrané parametry letu a palubních soustav, motoru i draku letounu pro vyhodnocení těchto parametrů na zemi i jejich rozbor po havárii nebo nebezpečných situacích do kterých se letoun dostal. Součástí soustavy AMOS je i přenosná čtecí jednotka pro přečtení a další přenos dat z paměťové jednotky do počítače k vyhodnocení technickou skupinou na zemi.

Celá monitorovací soustava AMOS je koncipována v souladu s vývojem automatických diagnostických soustav, a to jak pro letadla, tak pro pozemní dopravní a průmyslové robotizované výrobní prostředky.

5.4 Vyhodnocení

Pro porovnání jsou zde uvedeny dvě možnosti diagnostiky letounu. Metoda snímání diagnostických dat na zemi byla použita pro letoun L-39 koncem šedesátých let. Metodou snímání diagnostických dat za letu je vybaven diagnostický systém AMOS, je určen pro letoun L-159, který je používán v současnosti. Z porovnání je zřejmé, že v současné době se sledování systému v letounu ubírá směrem k palubní diagnostice. U tohoto druhu diagnostiky jsou po celou dobu provozu sledovaného systému shromažďována data přímo z provozu a následně vyhodnocována palubním počítačem. Snímače signálů jsou trvale vestavěny v diagnostikovaném prvku, což zvyšuje cenu celého systému a klade zvýšené nároky na snímače a přístroje. Instalace diagnostického systému zvyšuje bezpečnost a snižuje cenu údržby. Úkolem je nalézt parametr, který by charakterizoval stav objektu a jeho opotřebení.

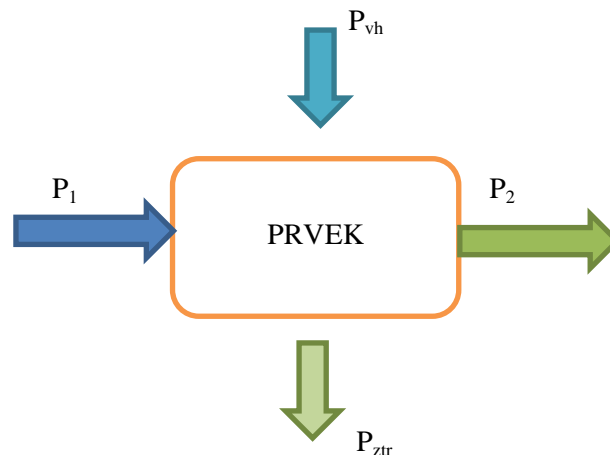
Z praktického hlediska je kladen důraz na to, aby se sledovali pouze informace, které mají největší informační hodnotu pro posuzování technického stavu. Výhodné jsou ty parametry, které nepotřebují další přepočty nebo korekce s ohledem na provozní podmínky za kterých byly měřeny. Takovéto parametry nám umožní porovnání diagnostikovaného prvku s etalonovým. Výhodné je mít, co nejméně omezujících podmínek, to znamená mít co nejméně parametrů, které je nutné udržovat na konstantní hodnotě.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

6. TERMODYNMIKÁ METODA V DIAGNOSTICE HYDRAULICKÝCH SOUSTAV

6.1 Obecný princip termodynamické metody

Tuto metodu lze aplikovat k měření účinnosti hydraulických prvků. V současné době se ještě nejedná o metodu běžně používanou. Touto metodou se vyjadřuje účinnost prvku jako poměr výstupního výkonu a příkonu.



Obr. 6-1 Obecný prvek

Ze zákona zachování energie vyplývá:

$$P_1 + P_{vh} + P_2 + P_{ztr} = 0 \quad (6.1)$$

Příkon je v případě, že je hnaným prvkem hydrogenerátor, dán výkonem hnacího motoru, pro něhož platí vztah:

$$P_1 = M_k \omega \quad (6.2)$$

Výkon je přenášen hydraulickou kapalinou a je dán součtem vnitřní, tlakové a kinetické energie kapaliny. Měrná energie kapaliny (energie 1 kg kapaliny) je:

$$w = u + \left(\frac{p}{\rho}\right) + \left(\frac{v^2}{2}\right) \quad (6.3)$$

V hydrostatických obvodech je tlaková energie mnohem větší než kinetická energie, proto lze kinetickou energii zanedbat. Součet vnitřní a tlakové energie je entalpií proudu kapaliny.

$$w = i = u + \left(\frac{p}{\rho}\right) \quad (6.4)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Při znalosti měrné energie 1 kg kapaliny a objemu kapaliny, lze vypočítat výkon přenášený hydraulickou kapalinou.

$$P_H = w \rho Q = i \rho Q \quad (6.5)$$

$$P_H = i \rho Q = \left(u + \frac{p}{\rho}\right) \rho Q = u \rho Q + p Q \quad (6.6)$$

Vnitřní energie u je definována jako :

$$u = c_p T \quad (6.7)$$

kde c_p je měrná tepelná kapacita. Pro minerální hydraulické oleje se pohybuje kolem $2060 \text{ Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}$. Pro další rozборы bude předpokládáno, že odvod tepelné energie z povrchu prvku vedením, konvekcí a sáláním bude zanedbatelný.

Vyjádření zákona zachování energie:

$$M_k \omega + i_1 \rho_1 Q_1 + i_2 \rho_2 Q_2 + P_{ztr} = 0 \quad (6.8)$$

Ze zákona zachování hmotnosti vyplývá:

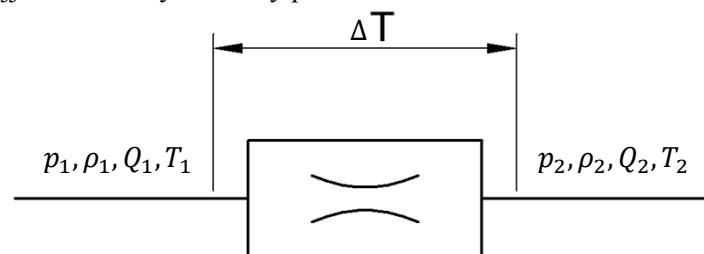
$$\sum (\rho Q)_i = 0 \quad (6.9)$$

Celková účinnost je vyjádřena obecným vzorcem:

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{M_k 2 \pi n} \frac{V_g}{V_g} = \frac{Q}{V_g n} \frac{V_g \Delta p}{2 \pi M_k} = \eta_Q \eta_p \quad (6.10)$$

6.2 Hydraulický odpor

V izolovaném hydraulickém odporu dochází k přeměně tlakové energie na teplo. Z fyzikálního hlediska se jedná o nejjednodušší hydraulický prvek



Obr. 6-2 Hydraulický odpor

Diagnostika hydraulických soustav letadel

I v tomto případě musí platit zákon zachování energie:

$$\rho_1 Q_1 i_1 = \rho_2 Q_2 i_2 \quad (6.11)$$

$$\rho_1 Q_1 u_1 + p_1 Q_1 = \rho_2 Q_2 u_2 + p_2 Q_2 \quad (6.12)$$

Rozdíl mezi přiváděným a odváděným výkonem je ztrátový výkon:

$$P_{ztr} = p_1 Q_1 - p_2 Q_2 = \rho_2 Q_2 u_2 - \rho_1 Q_1 u_1 \quad (6.13)$$

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{P_1 - P_{ztr}}{P_1} = \frac{p_1 Q_1 - P_{ztr}}{p_1 Q_1} = 1 - \frac{P_{ztr}}{p_1 Q_1} \quad (6.14)$$

$$\eta_c = 1 - \frac{\rho_2 Q_2 u_2 - \rho_1 Q_1 u_1}{p_1 Q_1} \quad (6.15)$$

Ze zákona o zachování hmoty platí:

$$\rho_1 Q_1 = \rho_2 Q_2 \quad (6.16)$$

Potom:

$$\eta_c = 1 - \frac{\rho_1 Q_1 (u_2 - u_1)}{p_1 Q_1} \quad (6.17)$$

$$\eta_c = 1 - \frac{\rho_1 Q_1 (c_p T_2 - c_p T_1)}{p_1 Q_1} = \frac{\rho_1 c_p (T_2 - T_1)}{p_1} = 1 - \frac{\rho_1 c_p \Delta T}{p_1} \quad (6.18)$$

Platí-li:

$$Q_1 = Q_2 \quad (6.19)$$

Potom:

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{p_2 Q_2}{p_1 Q_1} = \frac{p_1 - \Delta p}{p_1} = 1 - \frac{\Delta p}{p_1} \quad (6.20)$$

Účinnost odporu nemá praktický význam, při jeho odvození však lze vyjádřit závislost tlakového spádu na teplotním gradientu.

$$\Delta p = \rho_1 c_p \Delta T \quad (6.21)$$

Termodynamická metoda bude dále rozpracována jak v teoretické tak i experimentální části (měření teplotních rozdílů) při simulování změn technického stavu vybraných hydraulických prvků.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

7. PODOBNOSTNÍ ČÍSLA

Teorie podobnosti je základem experimentální práce nejen v oblasti aerodynamiky, ale i v jiných oborech. Na modelu se ověřuje správnost návrhu, vzájemná závislost hlavních veličin a zjišťují se případné rozdíly. Podobnost nám umožňuje, za určitých podmínek, odvodit vztahy mezi mechanickými veličinami. V mechanice se nejčastěji používají čtyři základní veličiny: teplota – T [K], čas – t [s], hmotnost – m [kg] a délka – l [m].

1) Geometrická podobnost

Geometrická podobnost je vyjádřena součinitelem $\lambda = l_p / l_m$, který vyjadřuje měřítko délek rozhodujících průtočných částí prototypu a modelu při zachování úhlů mezi odpovídajícími si délkami.

2) Kinematická podobnost

Kinematická podobnost znamená, že pohybová přemístění elementárních částic modelu a díla paralelní a časové úseky jsou úměrné měřítku času. To znamená, že v odpovídajících místech prototypu a modelu musí být hodnoty rychlostí ve stejném poměru a směry rychlostí mají s daným směrem stejný úhel.

3) Dynamická podobnost

Dynamická podobnost značí, že má-li být proudění fyzikálně podobné, musí být jejich hlavní síly ve stejném poměru.

7.2 Rozbor sil

7.2.1 Plošné síly

$$\text{Tlakové} \quad F_p = p S = p l^2 \quad (7.1)$$

$$\text{Třecí} \quad F_t = \tau S = \eta \left(\frac{v}{y}\right) S = \eta \left(\frac{v}{l}\right) l^2 = \eta l v \quad (7.2)$$

$$\text{Kompresní} \quad F_k = \Delta p S = \left(\frac{\Delta V}{V}\right) E S = E S = \rho a^2 l^2 \quad (7.3)$$

$$\text{Povrchové} \quad F_\sigma = \sigma l \quad (7.4)$$

7.2.2 Hmotnostní (objemové) síly

$$\text{Tíhové} \quad F_g = m g = \rho V g = \rho l^3 g \quad (7.5)$$

$$\text{Hybnostní} \quad F_h = m \left(\frac{v}{t}\right) = \rho V \left(\frac{v}{t}\right) = \rho \left(\frac{v}{t}\right) l^3 \quad (7.6)$$

$$\text{Setrvačné} \quad F_s = m \left(\frac{v}{t}\right) = \rho l^2 v^2 \quad (7.7)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

7.3 Odvození některých podobnostních čísel

Reynoldsovo číslo Re – vychází z poměru síly setrvačné F_s a síly třecí F_t . Charakterizuje vliv vnitřního tření při proudění skutečné kapaliny

$$Re = \frac{F_s}{F_t} = \frac{\rho l^2 v^2}{\eta_k l v} = \frac{v l}{\eta_k / \rho} = \frac{v l}{\nu} \quad (7.8)$$

Eulerovo číslo Eu – vychází z poměru tlakové F_p a setrvačné síly F_s . Charakterizuje vliv hydrostatických tlaků v proudovém poli

$$Eu = \frac{F_p}{F_s} = \frac{p l^2}{\rho l^2 v^2} = \frac{p}{\rho v^2} \quad (7.9)$$

Froudeovo číslo Fr – vychází z poměru setrvačné F_s a tíhové síly F_g . Charakterizuje proudění vlivem tíhových sil.

$$Fr = \frac{F_s}{F_g} = \frac{\rho l^2 v^2}{\rho g l^3} = \frac{v^2}{g l} \quad (7.10)$$

Strouhalovo číslo Sh – vychází z poměru hybnostní F_h a setrvačné síly F_s . Charakterizuje podobnost neustáleného či vířivého proudění.

$$Sh = \frac{F_h}{F_s} = \frac{\rho \left(\frac{v}{t}\right) l^3}{\rho l^2 v^2} = \frac{l}{v t} = \frac{l f}{v} \quad (7.11)$$

Weberovo číslo We – vychází z poměru setrvačné F_s a povrchové (kapilární) síly F_σ . Charakterizuje proudění vlivem kapilárních sil.

$$We = \frac{F_s}{F_\sigma} = \frac{\rho l^2 v^2}{\sigma l} = \frac{\rho l v^2}{\sigma} \quad (7.12)$$

Machovo číslo Ma – vychází z poměru setrvačné F_s a kompresní síly F_k . Charakterizuje proudění stlačitelné kapaliny.

$$Ma = \sqrt{\frac{F_s}{F_k}} = \sqrt{\frac{\rho l^2 v^2}{\rho a^2 l^2}} = \sqrt{\frac{v^2}{a^2}} = \frac{v}{a} \quad (7.13)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel**8. ÚČINNOST HYDROGENERÁTORU A JEJÍ PŘEPOČET**

Hydrogenerátory slouží k přeměně mechanické energie na tlakovou energii. Hydrogenerátor je vlastně vysokotlaké čerpadlo, které není určeno k přečerpávání, ale slouží pro generování tlakové kapaliny o určitém objemu.

Důležitým parametrem hydrogenerátoru je geometrický objem. Hydrogenerátor může mít buď konstantní, nebo proměnný geometrický objem. HG používané v letectví se vyznačují poměrně vysokými tlaky a malými průtoky. Hydrogenerátor je nejčastěji připojen k pohonné soustavě letounu. V poslední době se začínají objevovat hydrogenerátory poháněné pomocí elektromotoru, což umožňuje funkci hydraulické soustavy i v případě výpadku pohonné soustavy.

8.1 Požadavky kladené na hydrogenerátory

- a) Malá hmotnost
- b) Vysoká účinnost
- c) Velká spolehlivost
- d) Dlouhá životnost
- e) Rovnoměrnost průtoku kapaliny (malá pulzace kapaliny)
- f) Velký svodový odpor
- g) Malý vnitřní odpor

8.2 Objemová účinnost

Provozní vůle a úniky kapaliny jsou vyjádřeny pomocí svodového odporu R_{sv} a svodového průtoku Q_{sv} . U zubových hydrogenerátorů se průtokové ztráty skládají z úniků axiální vůlí mezi boky kola a tělesem, úniků radiální vůlí po obvodě kol a úniků v zubech v záběru, kde se vlivem rozdílné výšce hlavy a paty zubu uzavírá v zubové mezeře malá část kapaliny [7]. Největší vliv má axiální vůle.

Svodový průtok je odváděn zpět na vstup do hydrogenerátoru (zubové HG) nebo může být odváděn zpět do nádrže (pístové HG). Objemová účinnost je nejvíce ovlivněna viskozitou kapaliny a částečně je i závislá na tlaku a otáčkách.

Vlivem stlačování kapaliny a tření v hydrogenerátoru dochází k ohřevu pracovní kapaliny a tím i změně viskozity. Viskozita pracovní kapaliny je nejvíce závislá na teplotě kapaliny a méně pak na tlaku kapaliny. Čím větší je viskozita kapaliny, tím méně kapaliny bude pronikat vůlemi a tím větší bude objemová účinnost HG. Viskozita kapaliny však nesmí být tak vysoká, aby způsobovala porušování plnění pracovních prostor hydrogenerátoru [19]. Vlivem stlačitelnosti kapaliny a nedokonalého zaplnění pracovního prostoru bude objem kapaliny na výstupu menší než teoretický.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Objemové ztráty jsou tedy způsobeny:

- a) Plyny v kapalině
- b) Stlačitelností kapaliny
- c) Nedokonalým zaplněním pracovních komor
- d) Netěsnostmi hydrogenerátoru
- e) Deformacemi pracovních komor vlivem tlaku

Objemová účinnost:

$$\eta_Q = \frac{Q_{teor} - Q_{ztr}}{Q_{teor}} = \frac{Q}{V_g n} \quad (8.1)$$

8.3 Tlaková účinnost

Někdy se vyskytuje pod názvem mechanicko-hydraulická účinnost. Pasivní odpory a hydraulické ztráty jsou vyjádřeny pomocí vnitřního odporu R_{vn} . Tlaková účinnost je lineárně závislá na tlaku a otáčkách [7]. Průtoková účinnost s rostoucím tlakem klesá, tlaková účinnost naopak stoupá. Vlivem reálných podmínek oproti teoretickým je, že potřebný krouticí moment pro daný tlakový spád je větší než teoreticky vypočítaný.

$$\eta_p = \frac{V_g (p_2 - p_1)}{2 \pi M_k} \quad (8.2)$$

8.4 Celková účinnost hydrogenerátoru

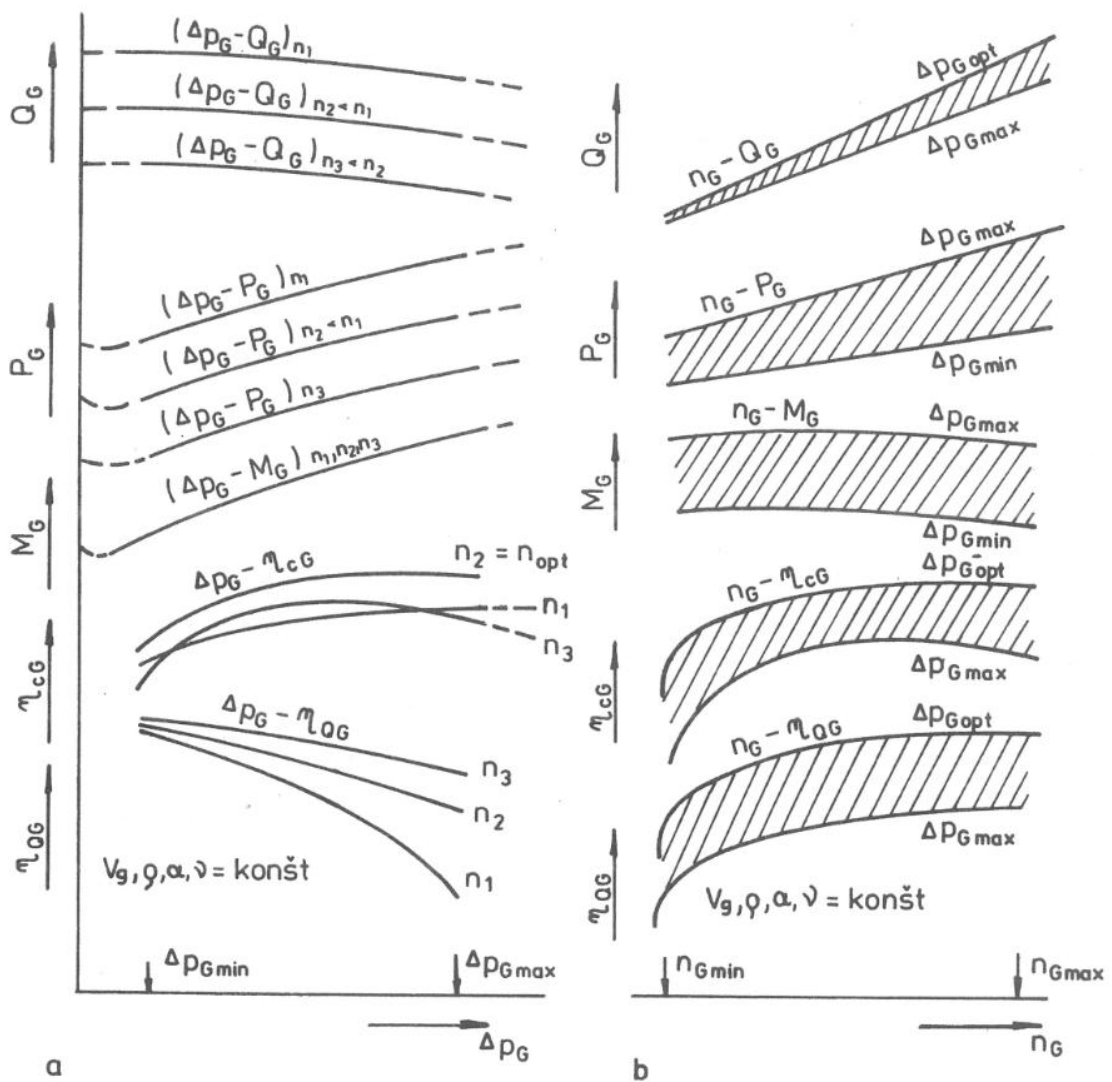
Celková účinnost hydrogenerátoru je dána podílem výstupního výkonu P_2 a vstupního výkonu (příkonu) P_1 . Vstupním výkonem P_1 je mechanický výkon hnacího motoru a výstupem výkonem P_2 je hydraulický výkon.

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{M_k 2 \pi n} \frac{V_g}{V_g} = \frac{Q}{V_g n} \frac{V_g \Delta p}{2 \pi M_k} = \eta_Q \eta_p \quad (8.3)$$

Celková účinnost hydrogenerátoru je obecně dána součinem průtokové a tlakové účinnosti. Z definice účinnosti vyplývá, že skutečný průtok hydrogenerátoru bude menší než teoreticky vypočítaný a výstupní tlak bude nižší než teoreticky vypočítaný. Ve starší literatuře se celková účinnost uvádí jako součin hydraulické, mechanické a průtokové účinnosti.

$$\eta_c = \eta_H \eta_M \eta_Q \quad (8.4)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 8-1 Statické charakteristiky hydrogenerátoru [20]

a – v závislosti na tlaku, b – v závislosti na otáčce

Diagnostika hydraulických soustav letadel

8.5 Vyjádření účinnosti pomocí podobnostních čísel

V letectví se základní letové výkony (rychlosti, stoupavost, klouzavost, apod.) vždy uvádějí pro lety ve standardních letových podmínkách, např. teplotu vzduchu 15°C, atmosférický tlak 1013,25 hPa, tíhové zrychlení 9,81ms⁻². Měření letových výkonů je obvykle při jiných podmínkách. Dosažené výkony se přepočítávají na podmínky standardní. Pak je možné porovnávat kvalitu jednotlivých letadel. V oblasti diagnostiky hydraulických prvků a soustav je to obdobné. Výrobce spolu s provozovatelem stanoví parametry provozuschopnosti pro jednotlivé prvky a soustavy. Jejich hodnoty platí pro dohodnuté provozní, standardní, podmínky. Například účinnost hydrogenerátoru, servozesilovače, aktuátoru je stanovena pro ještě provozuschopný prvek na hodnotu 0,7 při teplotě hydraulické kapaliny 40°C, otáčkách 3000 otáček za minutu, výstupní tlak 21MPa apod. Provozovatel při provozu však měří účinnosti prvků při jiných podmínkách, než jsou standardní.

Celková účinnost hydrogenerátoru je vyjádřena, jako součin tlakové a průtokové účinnosti. Celkovou účinnost hydrogenerátoru, který nepracuje v konstantních podmínkách, však ovlivňuje řada parametrů. Účinnost hydrogenerátoru by bylo vhodné vyjádřit jako funkční závislost parametrů, které se mění a které ovlivňují provoz hydrogenerátoru. Odvození účinnosti bude provedeno pomocí π -teorému.

$$\eta = f(C, Q, V_g, n, p, M_k, c_v, \rho, T, \nu E_k) \quad (8.5)$$

kde C [-] je konstanta, Q [m³s⁻¹] průtok, p [kgm⁻¹s⁻²] tlak, V_g [m³] geometrický objem, n [s⁻¹] otáčky, M_k [kg m² s⁻²] krouticí moment, c_v [m² K⁻¹ s⁻¹] měrná tepelná konstanta, ρ [kg m⁻³] hustota kapaliny, T [K] teplota oleje ν [m² s⁻¹] kinematická viskozita, a E_k [kgm⁻¹s⁻²] modul pružnosti kapaliny.

$$\eta = C Q^a V_g^b n^c p^d M_k^e c_v^f \rho^g T^h \nu^i E_k^k \quad (8.6)$$

$$Q \left[\frac{m^3}{s} \right], V_g [m^3], n \left[\frac{1}{s} \right], p \left[\frac{kg}{m s^2} \right], M_k \left[\frac{kg m^2}{s^2} \right], c_v \left[\frac{m^2}{K s^2} \right], \rho \left[\frac{kg}{m^3} \right], T [K], \nu \left[\frac{m^2}{s} \right], E_k \left[\frac{kg}{m s^2} \right]$$

$$kg: \quad 0 = d + e + g + k$$

$$m: \quad 0 = 3a + 3b - d + 2e + 2f - 3g + 2i - k$$

$$s: \quad 0 = -a - c - 2d - 2e - 2f - i - 2k$$

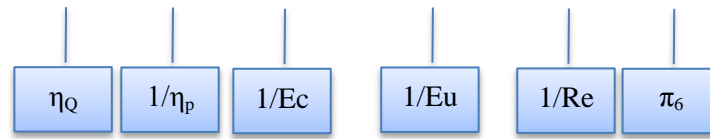
$$K: \quad 0 = -f + h$$

$$d = -e - g - k, b = \frac{-3a - 3e - 2f + 2g - 2i}{3}, c = -a - 2f + 2g - i, h = f$$

$$\eta = f \left(k, Q^a, V_g^{\frac{-3a - 3e - 2f + 2g - 2i}{3}}, n^{-a - 2f + 2g - i}, p^{-e - g - k}, M_k^e, c_v^f, \rho^g, T^f, \nu^i, E_k^k \right) \quad (8.7)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

$$\eta = k \left(\frac{Q}{V_g n} \right)^a \left(\frac{M_k}{V_g p} \right)^e \left(\frac{c_v T}{V_g^{2/3} n^2} \right)^f \left(\frac{V_g^{2/3} n^2 \rho}{p} \right)^g \left(\frac{v}{V_g^{2/3} n} \right)^i \left(\frac{E_k}{p} \right)^k \quad (8.8)$$



$$\eta = f(\eta_Q^a, \eta_p^e, Re^i, Ec^f, Eu^g, \pi_6^k) \quad (8.9)$$

Pro Gü – Gúmbelovo číslo, platí, že:

$$G\ddot{u} = \frac{p}{v \rho n} = \frac{V_g^{2/3} n}{v} \frac{p}{V_g^{2/3} n^2 \rho} = Eu Re \quad (8.10)$$

Dále pak Ca - Cauchyho číslo je:

$$Ca = \frac{V_g^{2/3} n^2 \rho}{E_k} = \frac{V_g^{2/3} n^2 \rho}{p} \frac{p}{E_k} = Eu \pi_6 \quad (8.11)$$

$$\eta = f(\eta_Q, \eta_p, Ec, Eu, Re, Ca) \quad (8.12)$$

V průběhu provozu i v průběhu letu se v rovnici (8.12) mění, více nebo méně, průběhy všech veličin s výjimkou geometrického objemu hydrogenerátoru V_g .

Účinnost hydrogenerátoru se určuje vždy pro stanovené (standartní) podmínky měření v laboratoři, nelze v průběhu letu nebo v případě měření na zemi vlivy ostatních veličin zanedbat. Pro přepočítání stanovených hodnot účinnosti získaných při měření za letu, je nutné dodržet konstantní podobnostní čísla a tím zajistit podobnost jevů a přepočítání účinnosti na standartní provozní podmínky.

Podle rovnice (8.3) může být v průběhu letu zjištěna účinnost hydrogenerátoru:

$$\eta_L = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n M_k} \frac{V_g}{V_g} = \frac{Q}{V_g} \frac{V_g \Delta p}{2 \pi M_k} = \eta_Q \eta_p \quad (8.13)$$

kde výkony P_1 a P_2 jsou určeny při letových podmínkách. Pro stanovení účinnosti η dle rovnice (8.12), která určuje technický stav hydrogenerátoru, je nutné dodržet podobnostní čísla (Re , Ec , $G\ddot{u}$, Ca) na hodnotách, které byly stanoveny měřením při standartních podmínkách. Proto lze rovnici vyjádřit ve tvaru:

$$\eta = \eta_S Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta \quad (8.14)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Účinnost hydrogenerátoru při letových podmínkách:

$$\eta = \eta_L Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta \quad (8.15)$$

Pro přepočet účinnosti hydrogenerátoru s letových podmínek na podmínky standardní, je možné rovnice (8.13) a (8.14) vyjádřit ve vztahu

$$\frac{\eta}{\eta_S} = 1 = \frac{\eta_L Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta}{\eta_S Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta} = \frac{\eta_L}{\eta_S} \left(\frac{Re_L}{Re_S}\right)^\alpha \left(\frac{Ec_L}{Ec_S}\right)^\beta \left(\frac{G\ddot{u}_L}{G\ddot{u}_S}\right)^\gamma \left(\frac{Ca_L}{Ca_S}\right)^\delta \quad (8.16)$$

V případě, že letové podmínky pro činnost hydrogenerátoru budou stejné, pak podíly jednotlivých podobnostních čísel budou rovné 1. Účinnost hydrogenerátoru při letových podmínkách se bude rovnat účinnosti při standardních podmínkách. Při rozdílných podmínkách je nutné provést korekci.

Účinnost hydrogenerátoru je obvykle určena rovnicí (8.12), a to jak pro standardní, tak pro letové parametry. Při změně provozních parametrů (v , ρ , E_k , c_v , T , n) mezi standardními a letovými parametry je nutný přepočet naměřené účinnosti na podmínky standardní a podle nich posoudit okamžitý technický stav hydrogenerátoru a rozhodnout o způsobu rozsahu údržbových prací. V další části se předpokládá, že z pohledu posuzování technického stavu je pro daný typ hydrogenerátoru geometrický objem $V_g = \text{konst.}$

8.6 Korekce změny teploty oleje

Přepočet měřené letové účinnosti na účinnost standardní při změně teploty hydraulického oleje je založen na závislosti kinematické viskozity oleje na teplotě. Kinematická viskozita ν [m^2s^{-1}] oleje, který je látkou polymerní, závisí především na jeho teplotě. Je však třeba sledovat vliv termické, oxidační i tlakové degradace oleje vlivem provozu a zatížení.

Pro přepočet účinnosti hydrogenerátoru s konstantním geometrickým objemem V_g při letových podmínkách na hodnotu při standardních podmínkách s uvažováním změny teploty hydraulického oleje, je možné rovnici (8.16) zjednodušit na tvar:

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{Re_L}{Re_S}\right)^\alpha = \eta_L \left(\frac{n_L \nu_S}{\nu_L n_S}\right)^\alpha = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{n_L \nu_S}{\nu_L n_S}\right)^\alpha = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (8.17)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou:

$$n_E = n_L \left(\frac{\nu_L n_S}{\nu_S n_L}\right)^\alpha \quad (8.18)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

8.7 Korekce přírůstu teploty oleje při průtoku hydrogenerátorem

Hydraulický olej se při průtoku hydrogenerátorem ohřívá. Ohřev je způsobený kompresí oleje a třením oleje při průtoku hydrogenerátorem.

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{E_{C_L}}{E_{C_S}} \right)^\beta = \eta_L \left(\frac{V_{gL}^{\frac{2}{3}} n_L \frac{c_{pS} T_S}{c_{pL} T_L}}{V_{gS}^{\frac{2}{3}} n_S} \right)^\beta = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{n_L c_{pS} T_S}{c_{pL} T_L n_S} \right)^\beta = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (8.19)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou vyjádřeny pomocí:

$$n_E = n_L \left(\frac{n_S c_{pL} T_L}{n_L c_{pS} T_S} \right)^\beta \quad (8.20)$$

V této rovnici označení T_L a T_S představují rozdíly teplot oleje vystupujícího a vstupujícího do hydrogenerátoru při měření za letu a při měření za standardních podmínek. Rovnice (8.19) ukazuje na teoretickou i praktickou možnost posuzovat změnu účinnosti hydrogenerátoru měřením rozdílu entalpie oleje mezi výstupem a vstupem do hydrogenerátoru. Za předpokladu, že měrné teplo oleje není závislé na teplotě, je účinnost hydrogenerátoru možné posuzovat teplotním rozdílem oleje vystupujícího a vstupujícího do hydrogenerátoru.

8.8 Korekce změny tlaku a dynamické viskozity

Soudobé hydraulické letadlové soustavy jsou principiálně založeny a rozdělovány do dvou skupin. První skupinou je soustava s hydrogenerátorem, který při konstantních otáčkách má konstantní průtok, $V_g = \text{konst.}$ Druhou skupinou je soustava s hydrogenerátorem, který při různých průtocích dodržuje výstupní tlak na dané hodnotě. Podle konstrukce regulačního členu, který řídí průtok změnou geometrického objemu ($V_g \neq \text{konst.}$) v závislosti na změně tlaku a okamžitém odběru oleje hydromotory dochází k mírnému snížení nebo zvýšení výstupního tlaku na výstupu z hydrogenerátoru. Pro vyhodnocení technického stavu hydrogenerátoru se vliv změny výstupního tlaku opět koriguje změnou otáček n_E , které jsou uvedeny rovnicí (8.16).

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{G_{\check{U}_L}}{G_{\check{U}_S}} \right)^\gamma = \eta_L \left(\frac{p_L \mu_S n_S}{\mu_L n_L p_S} \right)^\gamma = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{p_L \mu_S n_S}{\mu_L n_L p_S} \right)^\gamma = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (8.21)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou:

$$n_E = n_L \left(\frac{p_S \mu_L n_L}{\mu_S n_S p_L} \right)^\gamma \quad (8.22)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

8.9 Korekce změny stlačitelnosti oleje

Stlačitelnost oleje se projeví ve změně modulu pružnosti E_k , který ovlivní dynamické vlastnosti hydrogenerátoru. Snížení hodnoty modulu pružnosti může vyvolat nebezpečnou pulzaci tlaku. Modul pružnosti je ovlivněn obsahem volného plynu (vzduchu, dusíku). Vzduch se do oleje dostává především při údržbě, např. při výměně filtrů, filtračních vložek. Pro korekci změny modulu pružnosti oleje je možné využít zjednodušení rovnice (8.16) do tvaru:

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{Ca_L}{Ca_S} \right)^\delta = \eta_L \left(\frac{n_L^2 \rho_L E_{kS}}{n_S^2 \rho_S E_{kL}} \right)^\delta = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{n_L^2 \rho_L E_{kS}}{n_S^2 \rho_S E_{kL}} \right)^\delta = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (8.23)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou:

$$n_E = n_L \left(\frac{n_S^2 \rho_S E_{kL}}{n_L^2 \rho_L E_{kS}} \right)^\delta \quad (8.24)$$

8.10 Vyhodnocení

Pro rozhodnutí o provozuschopnosti prvku nebo soustavy je nutné přepočítat získané diagnostické údaje na standardní podmínky. V textu je navržena možnost využití podobnostních čísel pro přepočet účinnosti hydrogenerátoru změřené při provozních podmínkách v průběhu letu na podmínky standardní. Pak je možné rozhodnout o provozuschopnosti nebo špatném technickém stavu hydrogenerátoru.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

9. TLAKOVÉ A TEPLTNÍ POMĚRY V HYDROGENERÁTORU

Měření tepelného spádu na hydrogenerátoru se jeví jako významný diagnostický parametr, který může sloužit k hodnocení účinnosti hydrogenerátoru. Výhodou tohoto měření je především jeho jednoduchost. Určování účinnosti hydrogenerátoru termodynamickou metodou je založeno na zákonu zachování mechanické energie a zákona zachování hmoty.

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{M_k 2 \pi n} \quad (9.1)$$

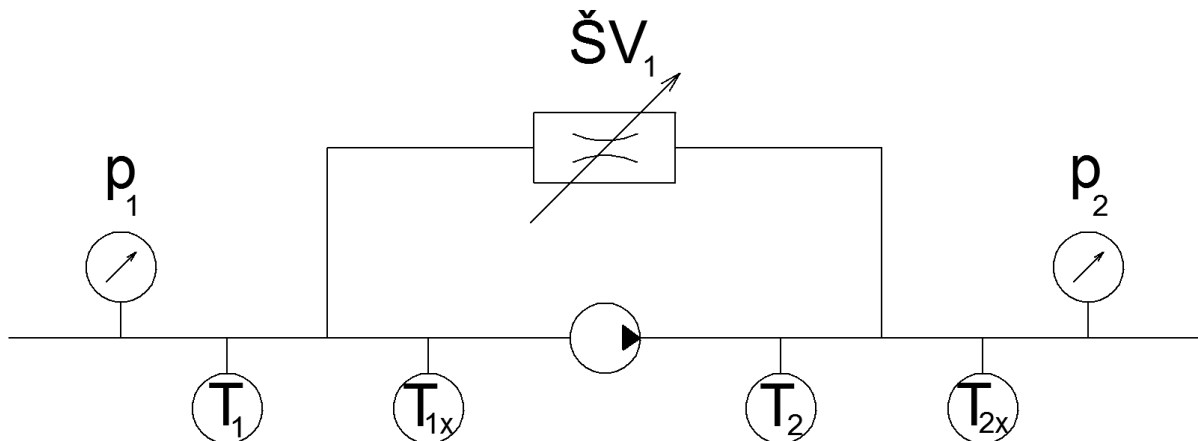
Příkon hydrogenerátoru můžeme vyjádřit tepelnou hodnotou:

$$P_1 = m c_p \Delta T = Q_1 \rho_1 c_p \Delta T \quad (9.2)$$

Takže účinnost hydrogenerátoru lze vyjádřit [2] jako:

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q \Delta p}{Q_1 \rho_1 c_p \Delta T} = \frac{\Delta p}{\rho_1 c_p \Delta T} \quad (9.3)$$

Účinnost hydrogenerátoru lze tedy stanovit na buď na základě vzorce (8.3) přičemž je nutné měřit průtok, tlakový spád na hydrogenerátoru, otáčky a krouticí moment. Měření krouticího momentu může v praxi působit značné potíže, proto se jako výhodnější pro určení účinnosti hydrogenerátoru jeví měření tlakového spádu a teplotního gradientu ze vzorce (9.3). Hustotu kapaliny a měrnou tepelnou kapacitu lze v určitém rozsahu považovat za konstantní.



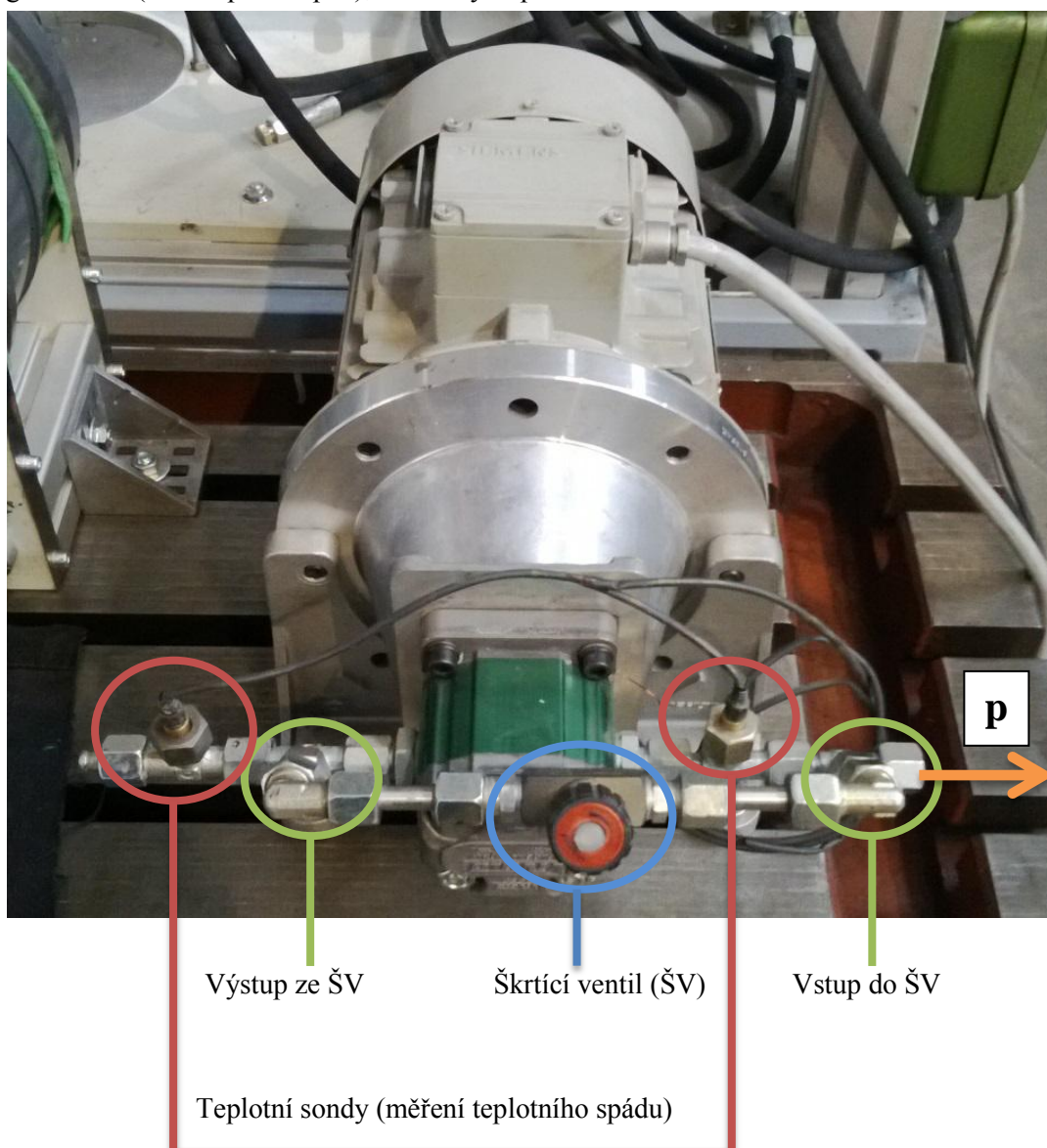
Obr. 9-1 Schéma možného rozmístění senzorů

V našem případě bude měření prováděno na zubovém hydrogenerátoru XV 1P -D/C. Bude provedena simulace vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru za pomoci škrťacího ventilu (ŠV₁). Škrťací ventil slouží k propojení tlakové větve se sací větví, čímž se simuluje vliv vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru. Po otevření škrťacího ventilu dojde k průtoku ohřáté hydraulické kapaliny na vstup do hydrogenerátoru, což zvýší teplotu kapaliny na vstupu.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

K měření teplotního spádu na hydrogenerátoru lze použít několik míst pro umístění teplotních čidel (obr. 9-1). Měření teploty na výstupu z hydrogenerátoru může být umístěno mezi výstupem z hydrogenerátoru a vstupem do škrťacího ventilu (T_2), nebo až za vstupem do škrťacího ventilu (T_{2x}). Kapalina odebíraná škrťacím ventilem nemá na výstupní teplotu prakticky žádný vliv, a proto není žádný rozdíl v umístění teplotní sondy na výstupu. V našem řešení byl umístěn teplotní senzor mezi hydrogenerátor a vstup do škrťacího ventilu a tudíž bude snímána teplota T_2 .

Měření teploty na vstupu do hydrogenerátoru může být snímáno buď před výstupem ze škrťacího ventilu (T_1) nebo za výstupem ze škrťacího ventilu (T_{1x}) tj. těsně před vstupem do hydrogenerátoru. Jelikož škrťací ventil simuluje vnitřní únik kapaliny a tím způsobené zvýšení teplotního spádu, nelze teplotu měřit za škrťacím ventilem. Zvýšená teplota kapaliny na vstupu do hydrogenerátoru by měla za následek zkreslení výsledků měření. Byla by měřena vyšší účinnost hydrogenerátoru (nižší teplotní spád), než který odpovídá nastavení škrťacího ventilu.



Obr. 9-2 Uspořádání zařízení pro měření hydrogenerátoru

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Pro diagnostiku hydrogenerátoru se jeví jako výhodné použít tepelnou metodu sledování účinnosti. Ohřev kapaliny v hydrogenerátoru může být způsoben několika příčinami.

1) Tření v hydrogenerátoru.

Dochází k němu při vzájemném pohybu mechanických částí. Jelikož dochází k velmi rychlému stlačování, lze předpokládat, že nedochází k výraznému ohřevu kapaliny.

2) Škrčení v sání a na výstupu z hydrogenerátoru.

3) Stlačováním kapaliny

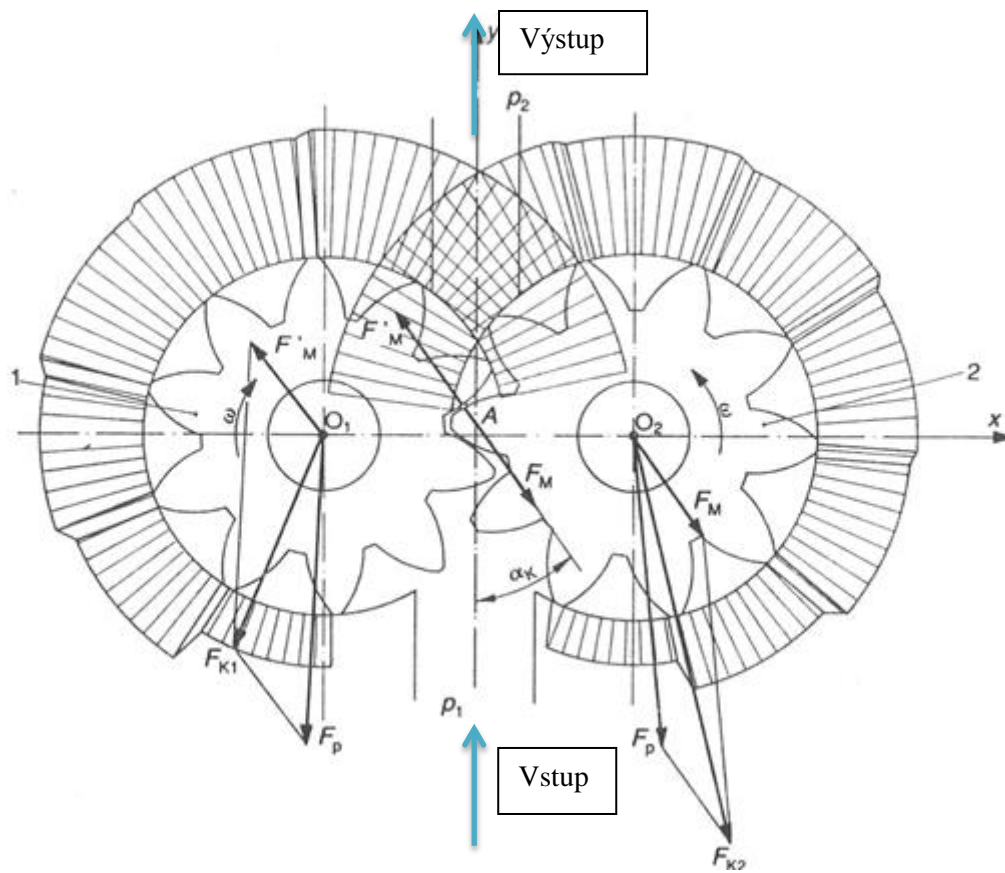
Ke stlačování kapaliny dochází velice rychle a lze tedy pokládat stlačování kapaliny za adiabatické. Ideální kapalinu lze považovat, při tlacích používaných v současnosti v letadlových systémech, za nestlačitelnou. V kapalině je však obsaženo určité množství plynu, který se uvolňuje v sání. Při stlačování plynu dochází k jeho ohřevu a tím i k ohřevu kapaliny. O ohřevu kapaliny obsahující vzduch bude pojednáno v následující kapitole.

4) Vnitřní netěsnost hydrogenerátoru.

Vlivem netěsností mezi ozubeným kolem a tělesem hydrogenerátoru dochází k průniku kapaliny z tlakové větve do sání. Při tomto pronikání kapaliny dochází k jejímu škrčení a tím i k jejímu ohřevu. Tento ohřev je společně s tlakovým spádem na hydrogenerátoru indikátorem jeho účinnosti.

V reálném hydrogenerátoru dochází k tlakovým ztrátám na vstupu a výstupu. Na vstupu dochází k zaplňování zubových mezer o tlaku p_1 . Na výstupu dochází ke stlačování kapaliny a vytlačování do tlakové větve hydraulického obvodu o tlaku p_2 . Vlivem netěsností proniká část kapaliny z výstupu z hydrogenerátoru na vstup a dochází tak k snižování průtoku vlivem netěsností. Pronikáním kapaliny netěsnostmi z výstupu ke vstupu se zvyšuje tlak v mezizubních prostorech po obvodu ozubeného kola a dochází ke škrčení kapaliny, čímž se zvyšuje její teplota. Se zvětšujícími se netěsnostmi se zvyšuje množství kapaliny proniklé vůlemi a dochází ke zvyšování teplotního spádu na hydrogenerátoru. Toto zvýšení teploty je indikátorem průtokové účinnosti hydrogenerátoru. Jelikož se v reálných systémech nepracuje s ideální kapalinou, je nutné provést rozbor vlivu kapaliny na změnu účinnosti hydrogenerátoru.

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 9-3 Rozložení tlaku po obvodě ozubeného kola [26]

Diagnostika hydraulických soustav letadel**10. KAPALINY V HYDRAULICKÝCH SOUSTAVÁCH LETADEL**

Účinnost hydrogenerátoru lze tedy zjistit klasickými metodami, nebo lze použít teplotní metodu. Při této metodě lze určit účinnost hydrogenerátoru pomocí měření teplotního a tlakového spádu na hydrogenerátoru. Metoda je založena na zjišťování vnitřních netěsností hydrogenerátoru, které vznikají při výrobě nebo vlivem opotřebení. V případě zubového hydrogenerátoru dochází vlivem netěsností k průniku kapaliny z výstupu hydrogenerátoru do sání, čímž dochází k zvýšení teploty na výstupu.

Pro určení účinnosti hydrogenerátoru je tedy nutné měření teplotního a tlakového spádu a dále znalost hustoty kapaliny a měrné tepelné kapacity kapaliny. U většiny hydraulických instalací je možné považovat hustotu kapaliny a měrnou tepelnou kapacitu v určitém rozsahu za konstantní aniž by byl výsledek výrazně ovlivněn. V případě letadlové techniky je však nutné přihlídnout k tomu, že hydraulické systémy pracují ve velkém rozsahu teplot a tudíž již zde nelze použít zjednodušení. Vlastnosti kapaliny mají vliv jak na účinnost hydrogenerátoru, tak i na vlastnosti celé hydraulické soustavy.

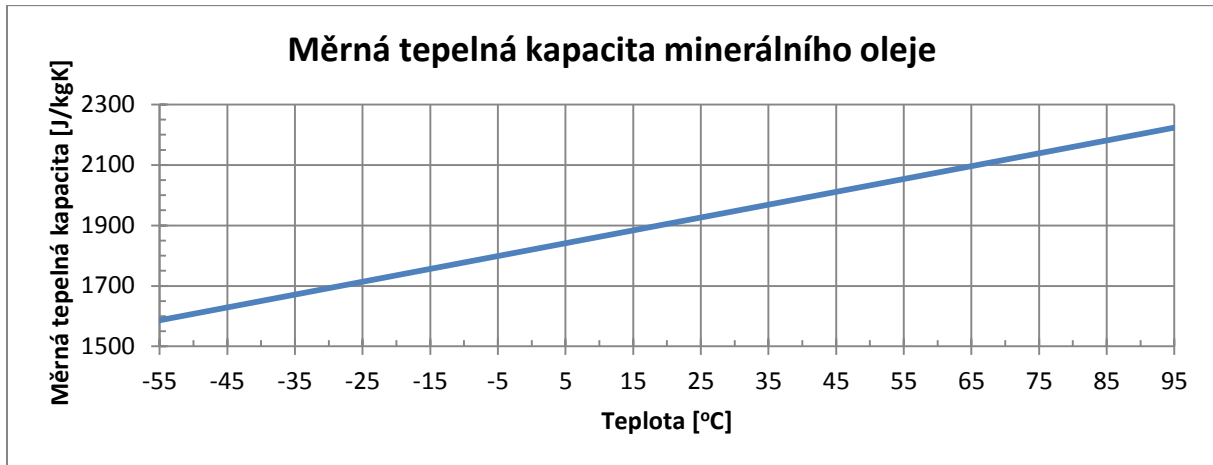
Na hydraulickou kapalinu používanou v letectví jsou kladeny následující požadavky:

- Dobré třecí schopnosti
- Dobrá mazací schopnost
- Malé vnitřní tření
- Nekorozivnost
- Ochrana proti rezivění
- Provozní stabilita
- Odolnost proti pění
- Tekutost za nízkých teplot
- Dostupnost a nízká cena
- Nehořlavost
- Dobré vlastnosti ve velkém rozsahu teplot

V letadlových instalacích je typické:

- Laminární proudění
- Malý průměr potrubí
- Malá rychlost proudění
- Velká změna viskozity

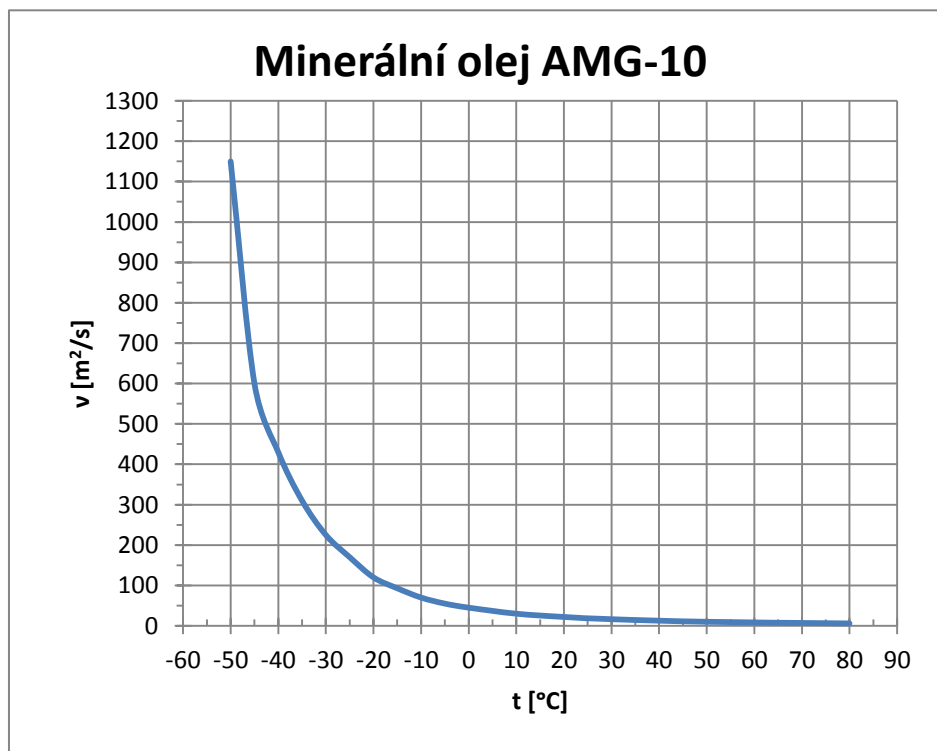
Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 10-1 Měrná tepelná kapacita minerálního oleje [24]

10.1 Viskozita kapaliny

V provozu je důležitým parametrem viskozita kapaliny. Viskozita je ovlivněna několika faktory, z nichž nejdůležitějším je teplota a typ hydraulické kapaliny. Kapaliny používané v leteckých aplikacích musí spolehlivě pracovat v širokém rozsahu teplot. Z hlediska diagnostiky hydraulických soustav viskozita výrazně ovlivňuje účinnost hydrogenerátoru. Pokles viskozity při kladných teplotách má za následek zvýšení průtokových ztrát ve spojích a těsněních, takže dochází k přetékání z pracovních prostorů do nepracovních. Zvýšení viskozity kapaliny při nízkých teplotách zvětšuje odpor kapaliny proti pohybu a může způsobit až přerušení dodávky kapaliny do hydrogenerátoru.



Obr. 10-2 Viskozita kapaliny AMG-10 [16]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

10.2 Modul pružnosti kapaliny

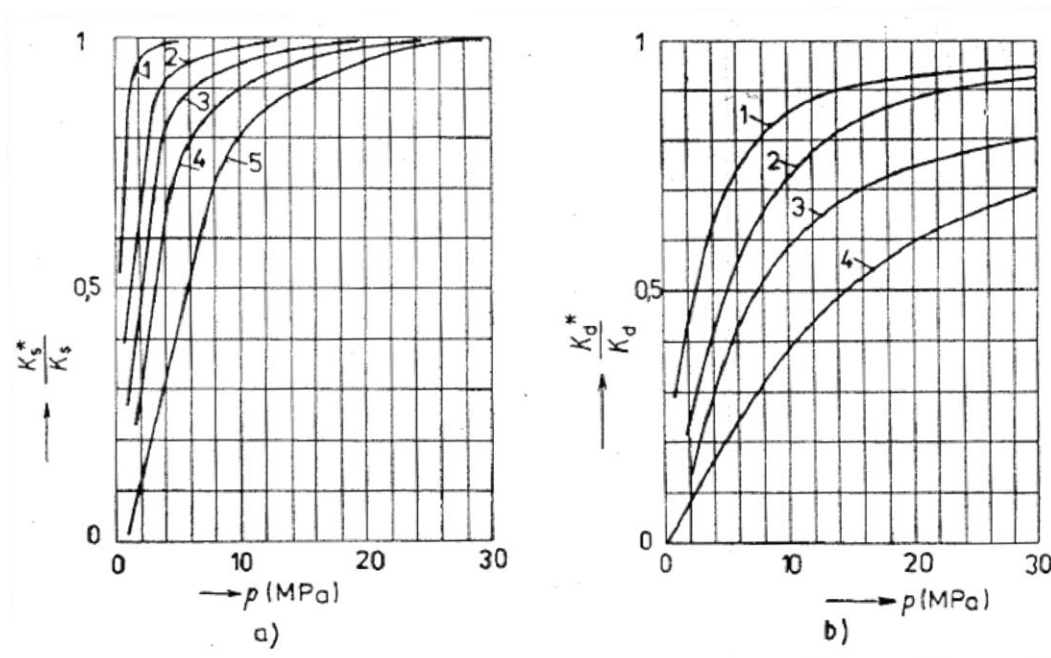
Dalším důležitým parametrem je stlačitelnost kapaliny, která ovlivňuje tuhost hnací soustavy a rovnoměrnost pohybu. Pro běžné výpočty lze předpokládat stlačitelnost asi 0,5% tj. zmenšení objemu na každých 7MPa v rozsahu do 35MPa dle [7]. Tyto hodnoty platí pro teplotní rozsah od 10 do 100°C. V hydraulické kapalině je obsaženo za normálních podmínek určité procento vzduchu. Rozpustnost vzduchu v kapalině je ovlivněna tlakem a teplotou. Přítomnost plynu v kapalině ovlivňuje stárnutí kapaliny, snižuje pevnost mazací vrstvy a může způsobovat kavitaci hydrogenerátoru. Obsah plynu v kapalině také ovlivňuje modul pružnosti kapaliny. Objemový modul pružnosti může být definován jako sečný modul pružnosti, který je identický s izotermickým modulem pružnosti:

$$K_s = \frac{V_0 \Delta p}{\Delta V} \quad (10.1)$$

nebo tečný modul pružnosti, který je identický s adiabatickým modulem pružnosti:

$$K_t = V \frac{\partial p}{\partial V} \quad (10.2)$$

Pro minerální oleje platí poměr $K_t/K_s=1,13$. Stejná hodnota platí i pro poměr adiabatického a izotermického modulu pružnosti $K_{ad}/K_{it}=1,13$ viz. [23].



Obr. 10-3 Poměr modulů pružnosti minerálního oleje [23]

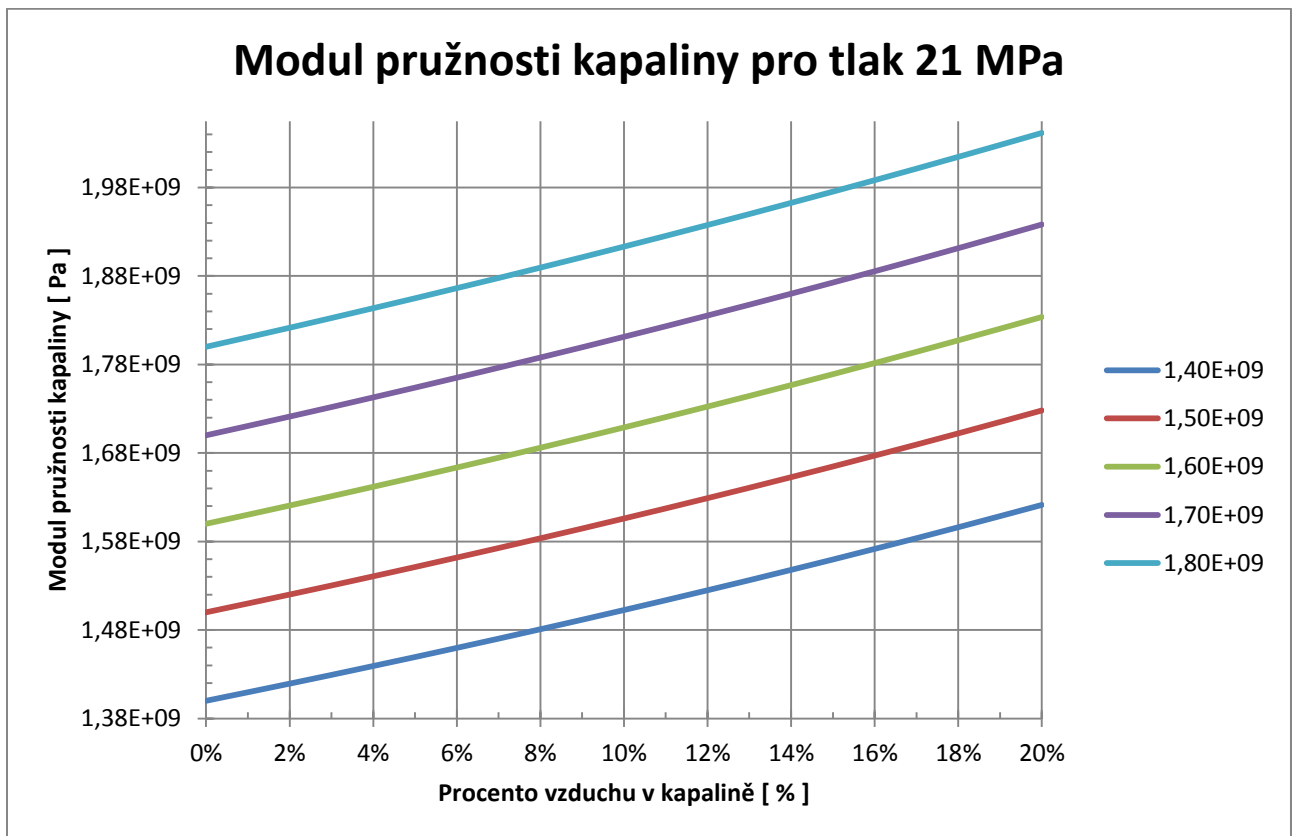
- a) Statický modul pružnosti – obsah vzduchu: 1-0,1%; 2-1%; 3-2%; 4-4%; 5-8%
- b) Dynamický modul pružnosti – obsah vzduchu: 1-0,1%; 2-0,2%; 3-0,4%; 4-0,8%

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Pro přibližné určení modulu objemové pružnosti směsi kapaliny a plynu lze použít vzorce [25]:

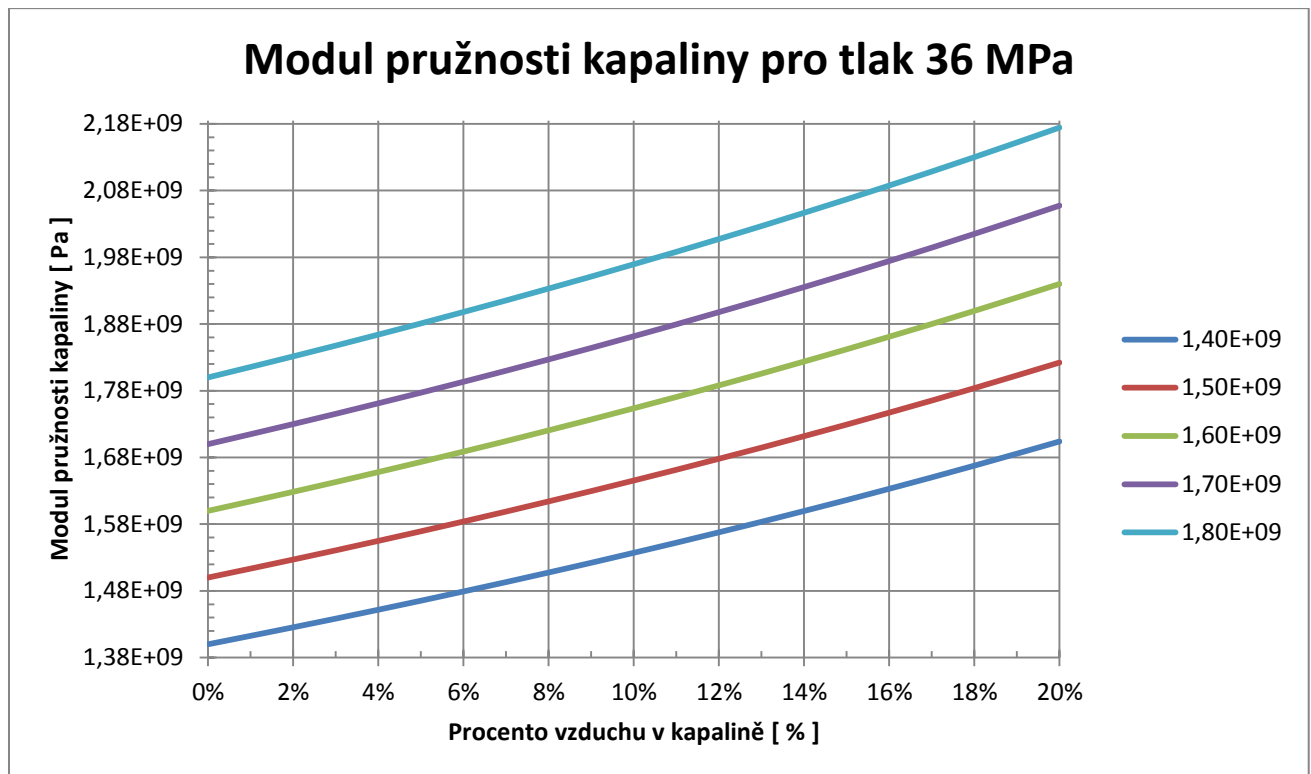
$$K_{směsi} = K \frac{1 + \frac{V_p}{V_k}}{1 + \frac{p_0 V_p K}{p V_k p}} \quad (10.3)$$

Změna modulu pružnosti se v hydraulických soustavách projevuje změnou frekvenčních charakteristik, nepřesností pohybů, kmitáním. Obsah vzduchu v kapalině dále způsobuje rychlejší stárnutí oleje a jeho pěnivost. Modul pružnosti kapaliny pro minerální olej se uvádí [25], [26] v rozsahu $(1,4 \div 1,8) \cdot 10^9$ Pa. Byly vykresleny grafy dle vzorce (10.3) pro různé hodnoty modulu pružnosti kapaliny.



Obr. 10-4 Modul pružnosti kapaliny v závislosti na obsahu vzduchu

Diagnostika hydraulických soustav letadel



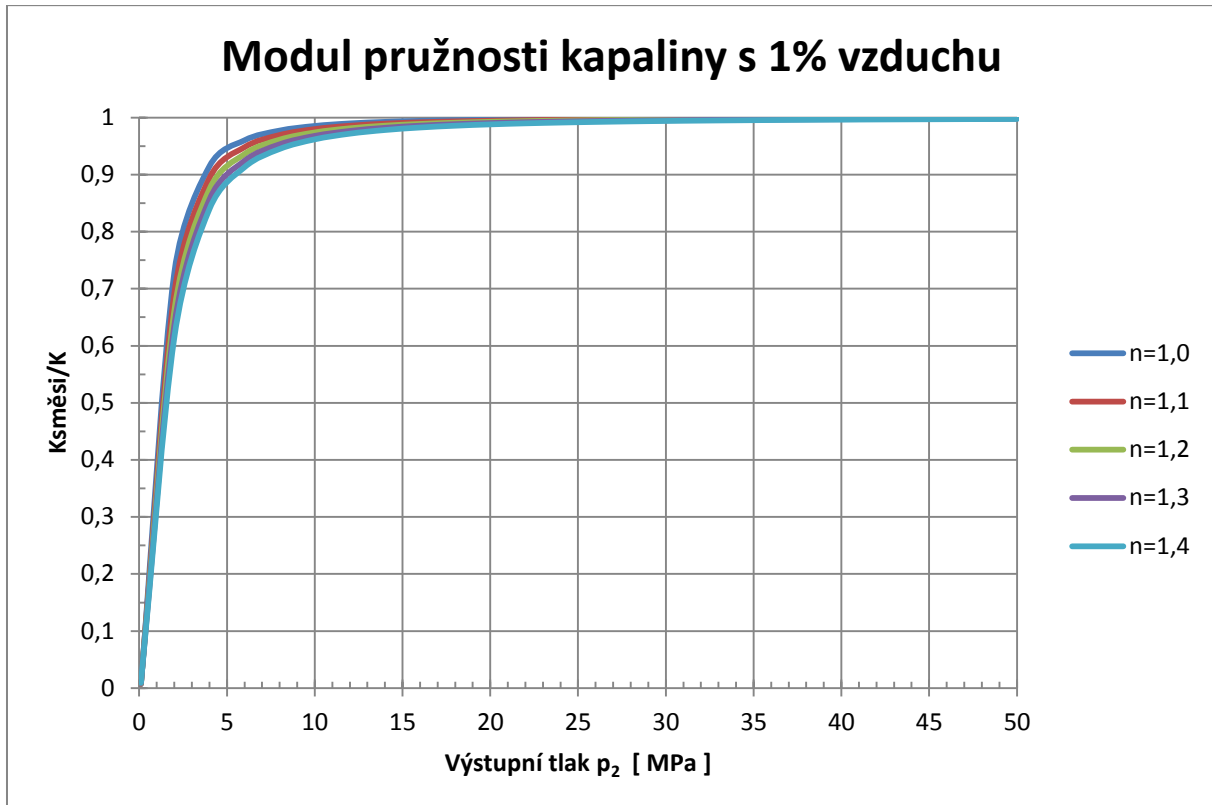
Obr. 10-5 Modul pružnosti kapaliny v závislosti na obsahu vzduchu

V případě že bychom brali při stlačování v úvahu různé polytropické exponenty, museli bychom použít jiný výpočet než (10.3). Výpočet modulu objemové pružnosti v závislosti na obsahu vzduchu ve směsi a polytropickém exponentu stlačení je obsažena v [27], ve kterém je výpočet poměru modulu objemové pružnosti směsi kapaliny s obsahem plynu k modulu objemové pružnosti kapaliny bez vzduchu definován:

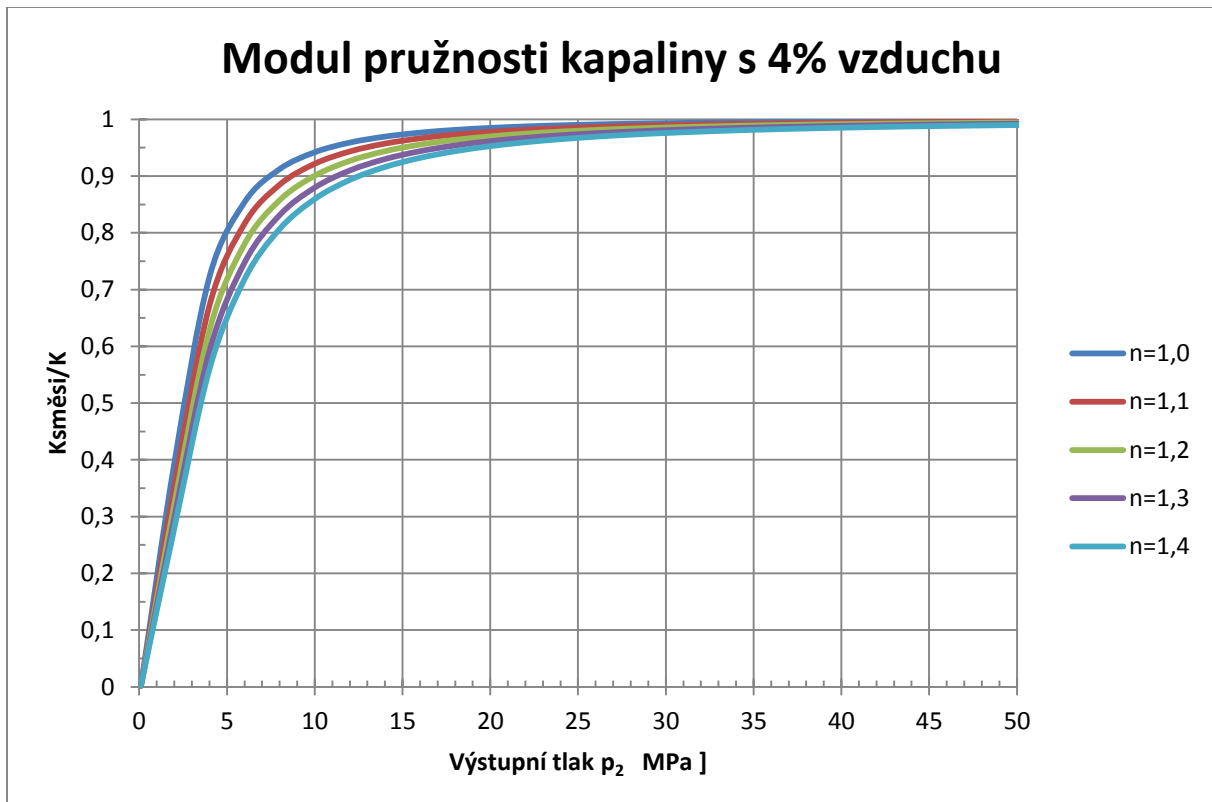
$$\frac{K_{směsi}}{K} = \frac{\frac{V_k}{V_p} \left[1 - \frac{p - p_0}{K} \right] + \left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{1}{n}}}{\frac{V_k}{V_p} \left[1 - \frac{p - p_0}{K} \right] + \frac{K}{n} \left(\frac{p_0}{p} \right)^{\frac{1}{n}} \frac{1}{p}} \quad (10.4)$$

Výpočet byl proveden pro modul objemové pružnosti kapaliny $K=1,48 \cdot 10^3 \text{MPa}$ a vstupní tlak $p_0=0,1 \text{MPa}$.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

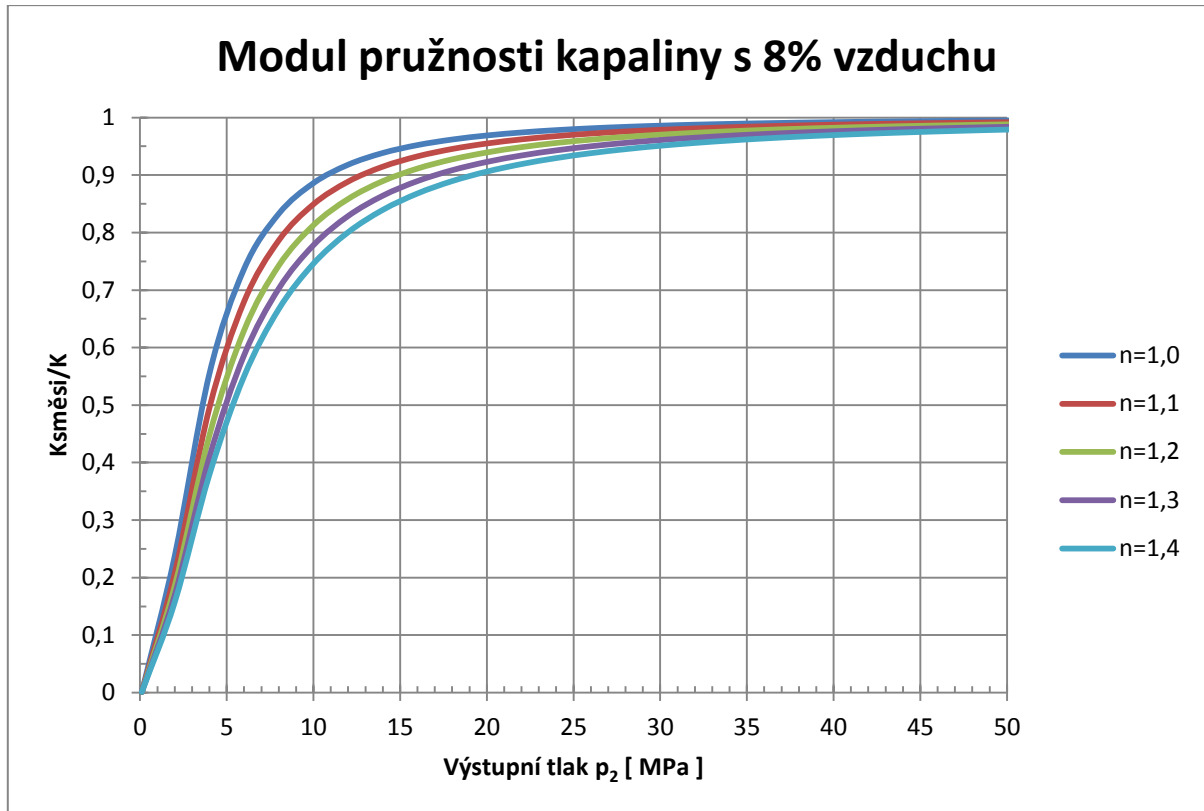


Obr. 10-6 Poměr modulu poružnosti kapaliny s obsahem 1% vzduchu k modulu poružnosti kapaliny bez vzduchu

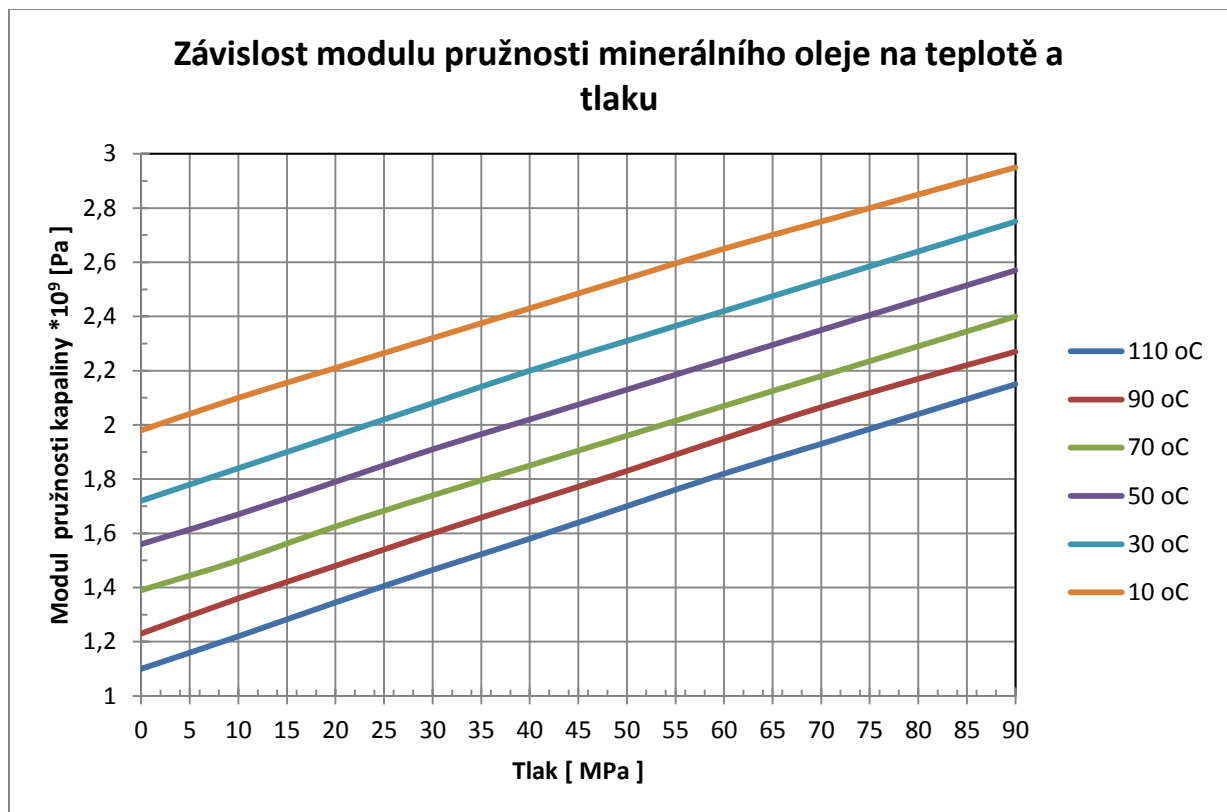


Obr. 10-7 Poměr modulu poružnosti kapaliny s obsahem 4% vzduchu k modulu poružnosti kapaliny bez vzduchu

Diagnostika hydraulických soustav letadel

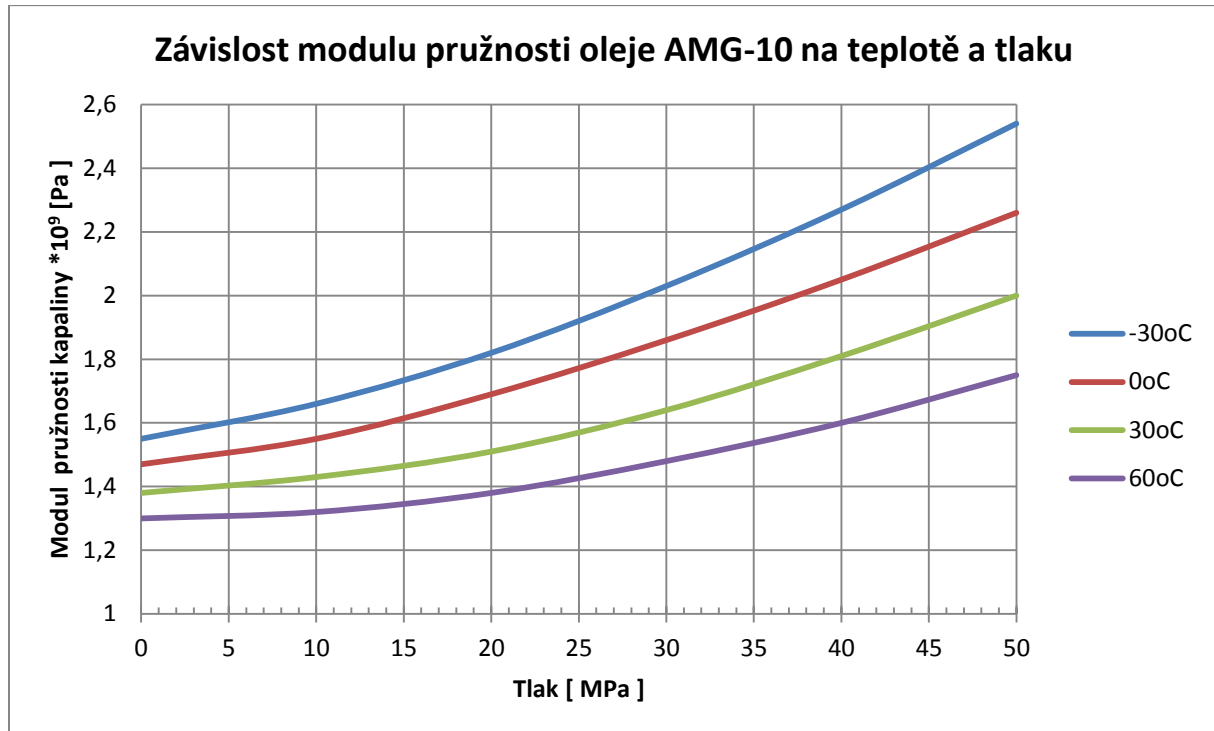


Obr. 10-8 Poměr modulu poružnosti kapaliny s obsahem 8% vzduchu k modulu poružnosti kapaliny bez vzduchu



Obr. 10-9 Příklad změny modulu pružnosti minerálního oleje [26]

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 10-10 Modulu pružnosti oleje AMG-10 [16]

10.3 Hustota kapaliny

Důležitým, i když mnohdy zanedbávaným parametrem je hustota hydraulické kapaliny. Hustota kapaliny roste se snižující se teplotou a zvyšujícím se tlakem. Výrazný vliv na hustotu kapaliny má volný vzduch v kapalině. K uvolňování vzduchu dochází nejčastěji v místě, kde v místě nejnižšího tlaku, tj. v sání hydrogenerátoru. Pro ilustraci jsou uvedeny závislosti hustoty kapaliny na vstupu do hydrogenerátoru na teplotě kapaliny při různém objemovém obsahu vzduchu v kapalině. V tomto případě je použito hydraulické kapaliny Aeroshell 41, která se dnes běžně používá v letadlové technice. U této hydraulické kapaliny je požadavek na funkčnost v rozsahu -54 až +90°C.

Hustota vzduchu v závislosti na teplotě je vypočítána ze stavové rovnice:

$$p V = m R T \quad (10.5)$$

$$\rho = \frac{p}{R T} \quad (10.6)$$

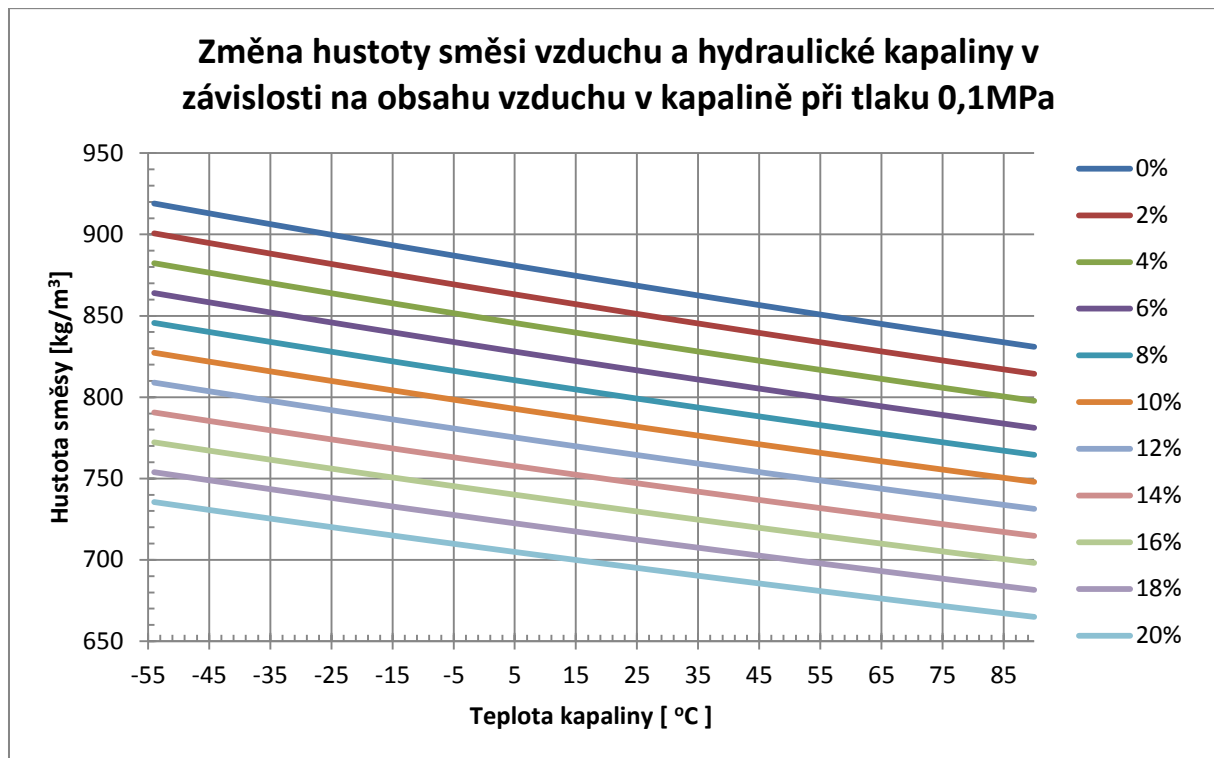
Hustota oleje je spočítána dle [25]. Hustota kapaliny Aeroshell 41 je 874kg/m³ při 15°C. Součinitel tepelné roztažnosti γ není určen přímo pro hydraulickou kapalinu Aeroshell 41, ale obecně pro minerální olej.

$$\rho_{olej} = \frac{\rho}{1 + \gamma(T - T_0)} \quad (10.7)$$

Hustota směsi vzduchu a oleje:

$$\rho_{smes} = \frac{V_{vz} \rho_{vz} + V_{kap} \rho_{kap}}{V_{vz} + V_{kap}} \quad (10.8)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 10-11 Hustota hydraulické kapaliny při tlaku 0,1MPa

Z obrázku je patrné, že teplota a obsah vzduchu v kapalině mají u letadlové techniky podstatný vliv na hustotu hydraulické kapaliny a nelze je považovat za konstantní. V hydrogenerátoru dochází ke stlačení směsi. Součinitel stlačitelnosti kapaliny $\beta = 6 \cdot 10^{-10}$ Pa pro minerální olej byl určen na základě literatury [24]. Tlak p_1 je tlakem v sání a tlak p_2 na výstupu z hydrogenerátoru.

$$\rho_{kap ps} = \frac{\rho_{kap}}{1 - \beta(p_2 - p_1)} \quad (10.9)$$

Objem vzduchu po stlačení $V_{vz ps}$ ve směsi byl získán výpočtem adiabatického stlačení plynu, jelikož uvažujeme velmi rychlé stlačování:

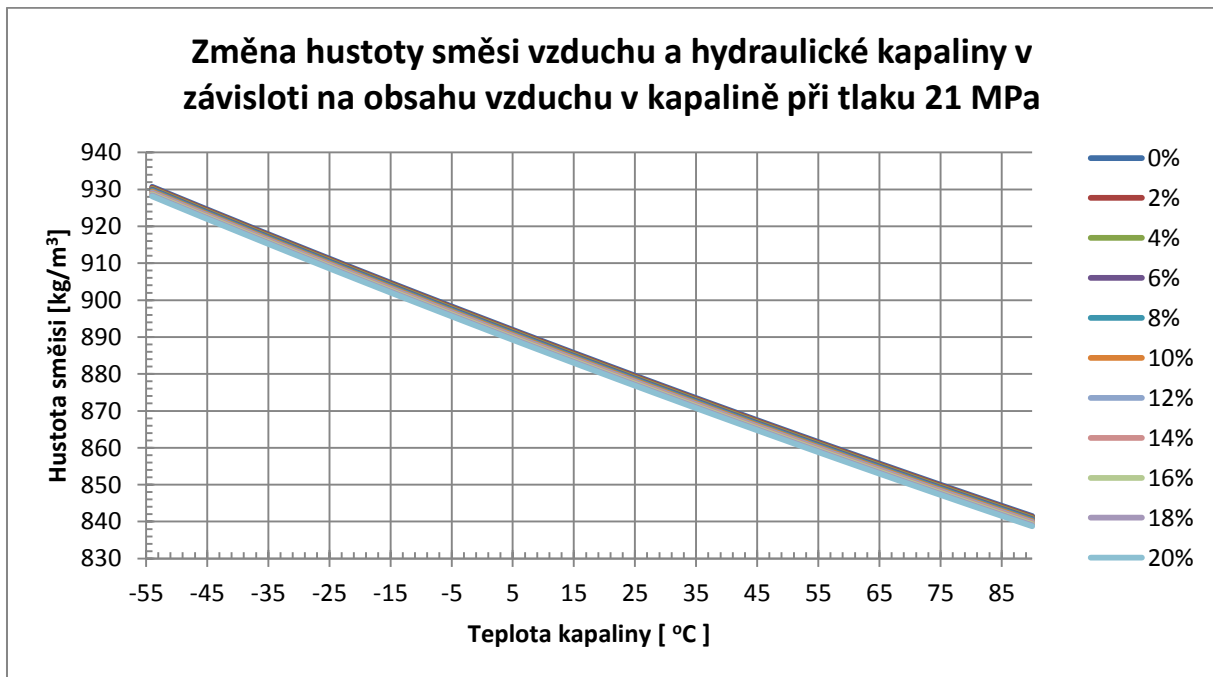
$$V_{vz ps} = V_{vz} \sqrt{\frac{p_1}{p_2}} \quad (10.10)$$

Výsledná hustota směsi po stlačení:

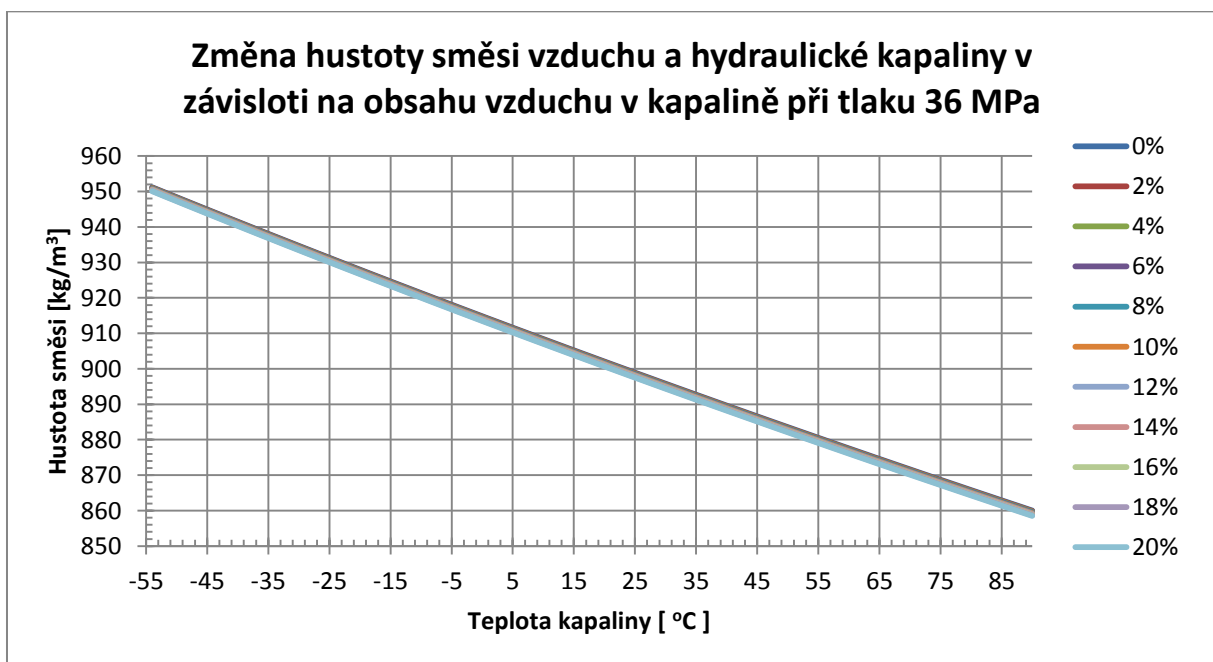
$$\rho_{smes ps} = \frac{V_{vz ps} \rho_{vz ps} + (1 - V_{vz ps}) \rho_{kap ps}}{V_{vz ps} + (1 - V_{vz ps})} \quad (10.11)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Vzhledem k vysokým tlakům v letadlových hydraulických systémech dochází k velkému stlačení plynu a jeho objemový podíl po stlačení v kapalině výrazně klesne. Hustota směsi po stlačení je zobrazena na obr. 10-12. Výstupní tlak hydrogenerátoru byl zvolen tlak 21 MPa, protože je to v současné době jedná o nejpoužívanější tlak v letadlových hydraulických systémech. Pro ilustraci byl zpracován graf pro výstupní tlak 36 MPa obr 10-13, protože se již začínají objevovat systémy s vyššími tlaky a je zde předpoklad, že další rozvoj hydraulických systémů půjde směrem k vyšším tlakům. Z grafu je patrný zmenšující se vliv obsahu plynu v kapalině se zvyšujícím se tlakem, avšak závislost hustoty hydraulické kapaliny na teplotě je pořád výrazná.



Obr. 10-12 Hustota hydraulické kapaliny při tlaku 21MPa



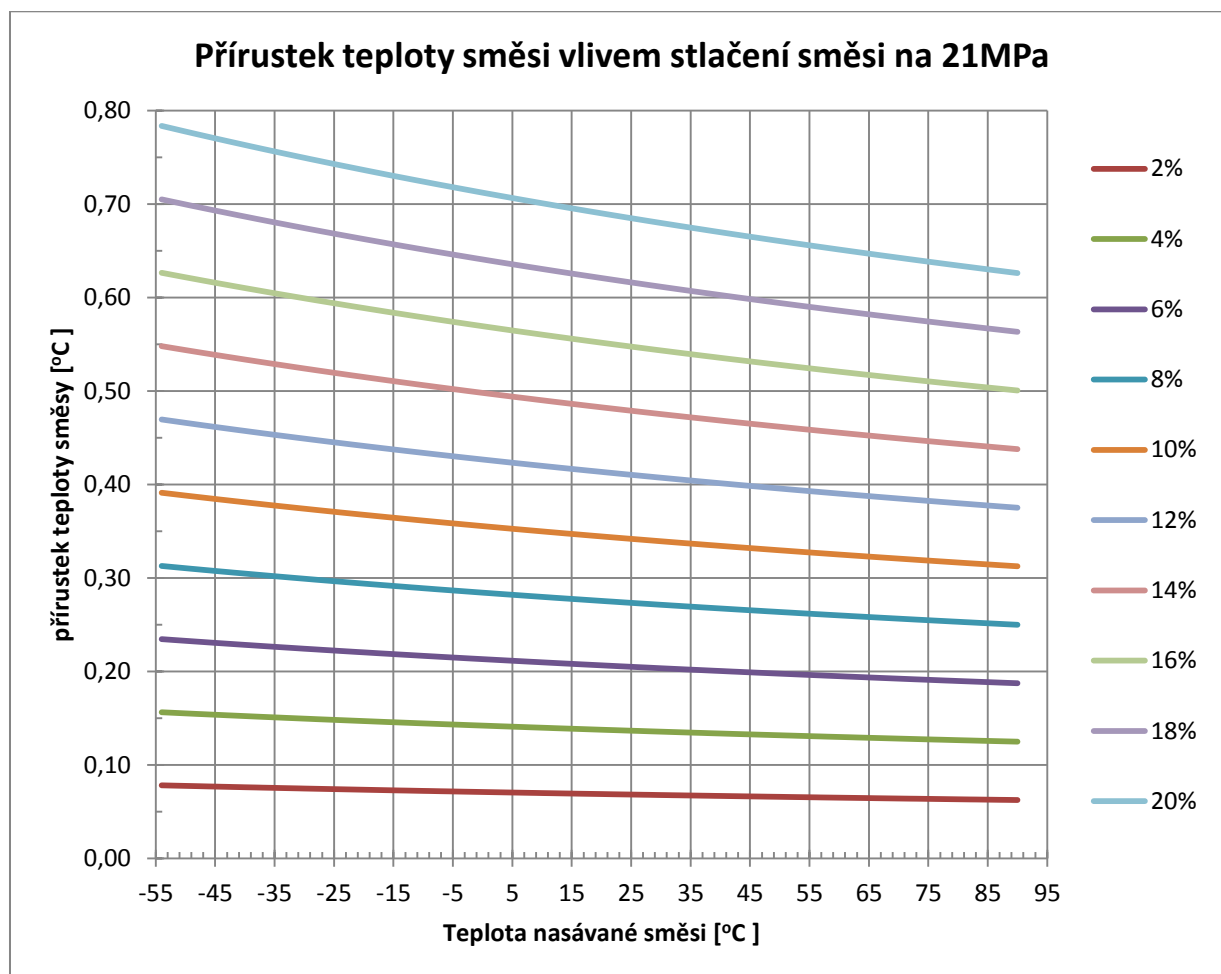
Obr. 10-13 Hustota hydraulické kapaliny při tlaku 36MPa

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Z hlediska určení účinnosti hydrogenerátoru za pomoci měření teplotního a tlakového spádu je hustota kapaliny důležitým parametrem. Je nutné dosazovat hustotu v závislosti nejen na teplotě kapaliny, ale i na obsahu vzduchu. Z obrázku 10-12 je zřejmé že obsah vzduchu po stlačení nemá na hustotu kapaliny při dané teplotě výrazný vliv, avšak objem nerozpuštěného vzduchu má vliv na ohřívání kapaliny během stlačování. Tato teplota má vliv na teplotní spád na hydrogenerátoru a tím ovlivňuje stanovení skutečné účinnosti hydrogenerátoru. Závislost ohřevu kapaliny na množství stlačeného vzduchu je na obr. 10-14 pro stlačení na tlak 21 MPa a na obr. 10-15 pro stlačení na tlak 36 MPa. Výpočet byl proveden jako adiabatické stlačení plynu a následné ohřátí směsi bez výměny tepla s okolím. Ve výpočtu se předpokládá, že veškeré teplo vzniklé stlačením vzduchu ve směsi bude použito k ohřátí směsi a nedochází k ohřívání hydrogenerátoru.

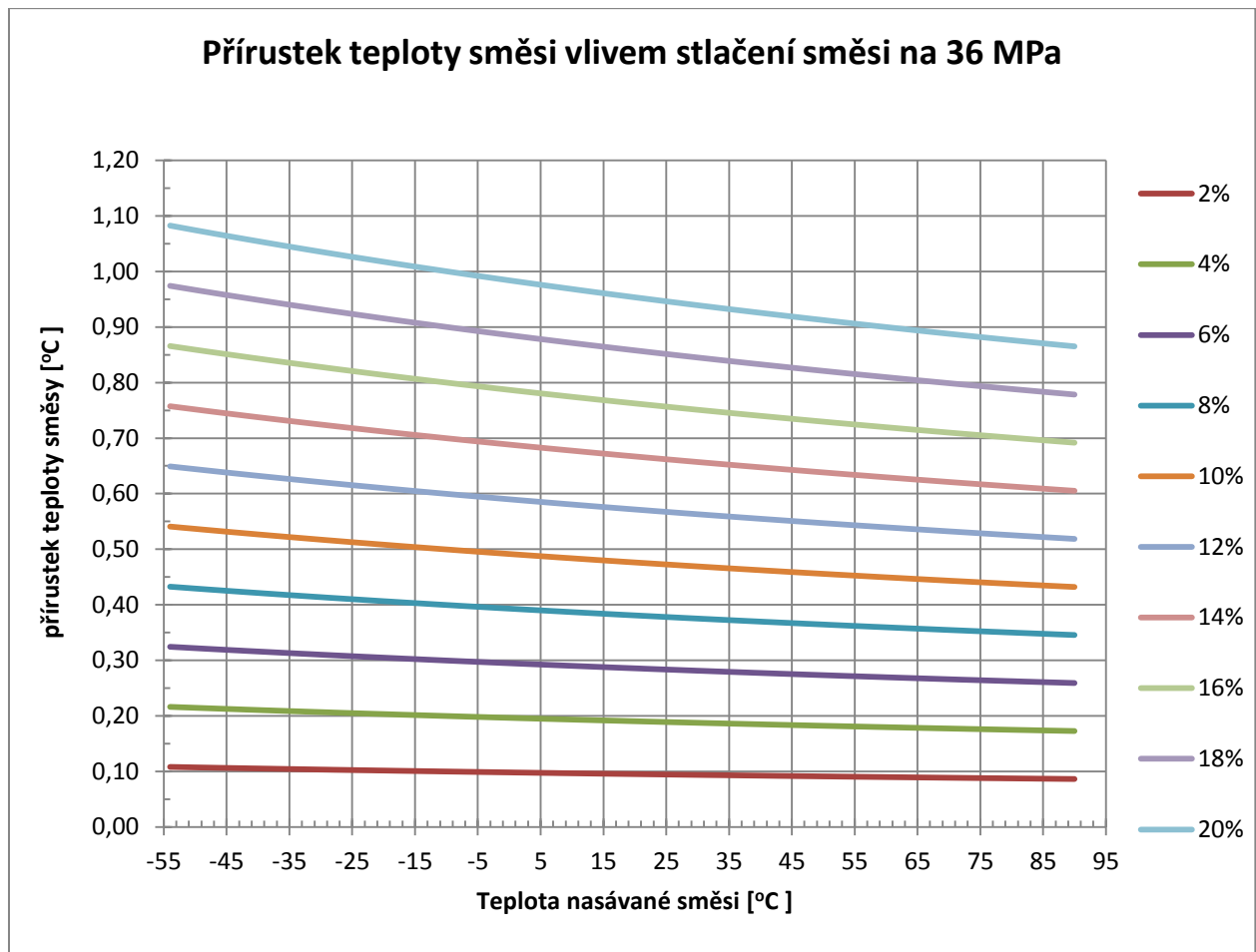
$$t_{smes\ ps} = \frac{m_{kap} c_{kap} t_{kap} + m_{vz} c_{vz} t_{vz}}{m_{kap} c_{kap} + m_{vz} c_{vz}} \quad (10.12)$$

Za předpokladu rychlé komprese lze toto zjednodušení přijmout. Ohřev kapaliny by měl následně být brán v úvahu při hodnocení účinnosti hydrogenerátoru. K ohřevu kapaliny tedy nedochází pouze vnitřní netěsností, ale i stlačováním hydraulické kapaliny s obsahem vzduchu.



Obr. 10-14 Přírůstek teploty směsi vlivem stlačení na 21MPa

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 10-15 Přírůstek teploty směsi vlivem stlačení na 36MPa

Z uvedených grafů vyplývá, že pro určení účinnosti hydrogenerátoru je nutné znát stav kapaliny vstupující do hydrogenerátoru a její charakteristiky. Obsah volného plynu v kapalině a teplota nasávané kapaliny má výrazný vliv na hodnocení stavu hydraulické kapaliny. Obsah plynu v kapalině má i jiné nepříznivé vlivy na činnost hydraulické soustavy. Může se projevit takzvaná nepravá kavitace, při které dochází k vylučování bublinek z kapaliny vlivem podtlaku. Bublínky jsou následně stlačovány v hydrogenerátoru a můžou se ohřát na velmi vysokou teplotu, při níž se kyslík nedokonale spaluje s uhlovodíky a tvoří se jemné saze. Tyto saze pak znehodnocují kapalinu. Nebezpečí kavitace se zvyšuje se zvyšujícími se otáčkami hydrogenerátoru. Se zvyšujícím se podtlakem se snižuje průtok kapaliny, jelikož se nedokonale zaplňuje geometrický objem hydrogenerátoru.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**11. DIAGNOSTIKA HYDRAULICKÉHO SYSTÉMU**

Byl navržen zjednodušený hydraulický okruh letounu (Obr. 11-1) pro letoun kategorie CS-23, který plní následující funkce:

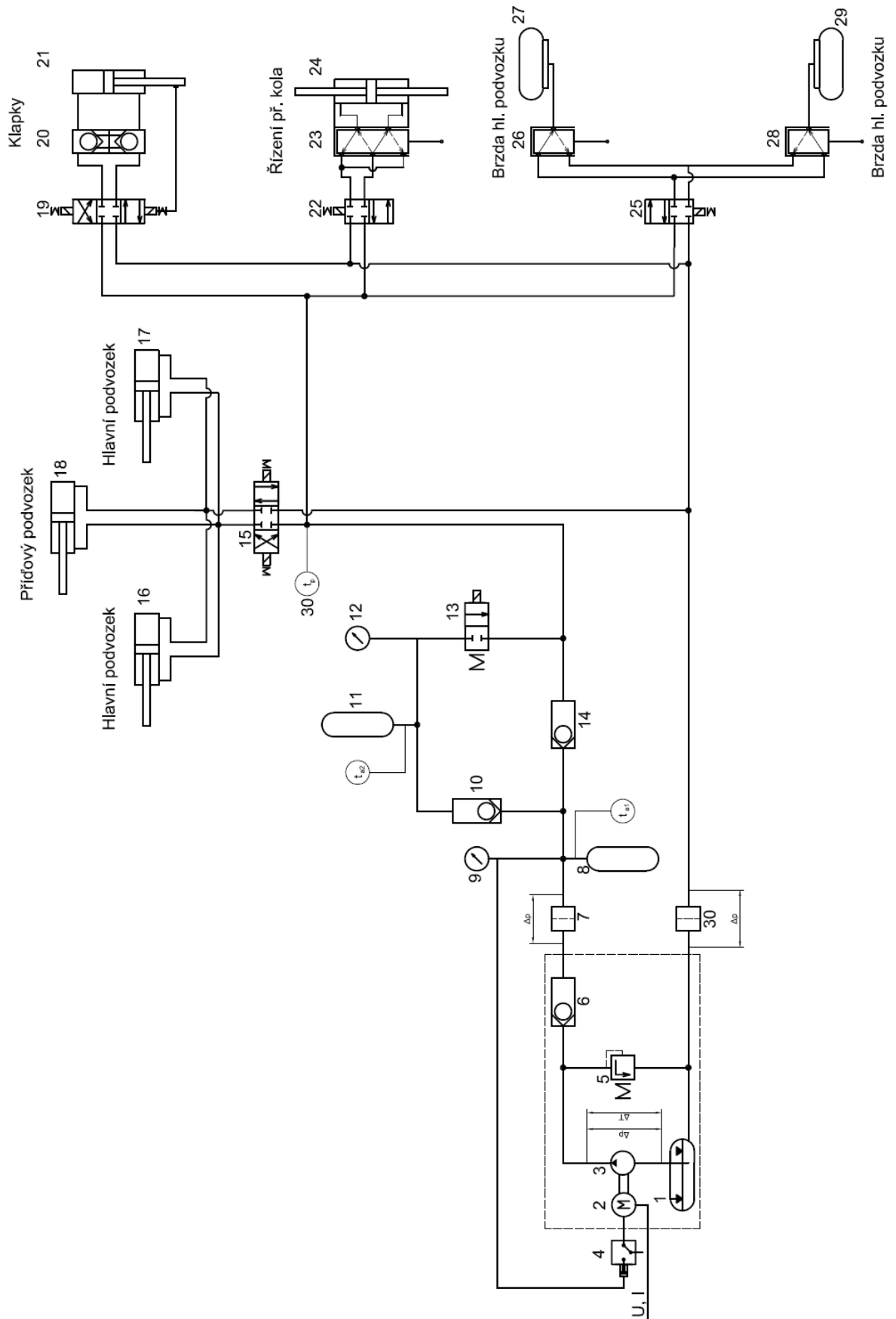
- 1) Vysouvání a zasouvání podvozku
- 2) Řízení příďového kola
- 3) Vysouvání a zasouvání klapek
- 4) Brzdění letounu (hlavního podvozku)

Je uvažován zubový hydrogenerátor (3) poháněný elektromotorem (2), který je vypnut po dosažení jmenovitého tlaku. Systém je chráněn pojišťovacím ventilem (5). Spolu s jednosměrným ventilem (6) tvoří hydraulická nádrž (1), elektromotor (2), hydrogenerátor (3) a pojistný ventil (5) jeden samostatný celek, který lze demontovat. Tlaková kapalina prochází přes filtr (7) do hydraulického akumulátoru (8). Velikost tlaku je snímána na tlakoměru (9). Nouzový hydraulický okruh se skládá s jednosměrných ventilů (10), (14), nouzového akumulátoru (11), tlakoměru (12) a ventilu nouzového okruhu (13). Válec příďového podvozku (18) a válce hlavního podvozku (16), (17) jsou ovládány rozvaděčem (15). Hydraulický válec klapek (21) je spojen s hydraulickým zámkem (20) a ovládán rozvaděčem (19). Příďové kolo je řízeno válcem (24), přes šoupátko (23) a rozvaděč (22). Rozvaděč (25) ovládá okruh brzd hlavního podvozku, velikost brzdného účinku na kola (27), (29) je řízen ventily (26), (28). Před návratem do nádrže prochází ještě kapalina nízkotlakým filtrem (30).

Diagnostika hydraulické soustavy daného letounu by měla být součástí komplexního monitorovacího systému. Monitorovací systém letounu by měl mimo diagnostiky hydraulické soustavy plnit i další funkce. Jako vzor zde slouží monitorovací systém AMOS, který je součástí letounu L-159. Pro malý dopravní letoun však nejsou některé funkce potřebné a proto by se diagnostický systém mohl zjednodušit. Obecně by měly být zachovány tyto funkce systému:

- 1) Měření a vyhodnocování vybraných parametrů a jejich ukládání do paměti.
- 2) Při předletové přípravě zobrazuje na multifunkčním displeji postup všech úkonů.
- 3) Při předletové přípravě generuje signál ke zkoušce el. generátoru.
- 4) Za letu informuje pilota na multifunkčním displeji o závažných událostech.
- 5) Upozorňuje opticky i akusticky o překročení maximálního násobku zatížení.
- 6) Na panelu údržby signalizuje vyhodnocení událostí, které omezují další provoz letounu.
- 7) V případě mimořádné letecké události umožňuje provést potřebné analýzy ze záznamu havarijního zapisovače.

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 11-1 Hydraulický okruh letounu

Diagnostika hydraulických soustav letadel

11.1 Příčiny poruch hydraulických soustav

Nejčastější příčiny závad hydrogenerátoru [22]:

- Nečistoty v hydraulické kapalině
- Nesprávné vůle na třecích plochách a jejich zatížení při provozu
- Tlakové pulzace
- Opotřebením a únava
- Kavitační a rychlostní účinky kapaliny na materiál

11.2 Poruchy v hydraulických systémech

11.2.1 Příčiny poruch [30]

- Nevhodná konstrukce jednotlivých prvků
- Nekvalitní výroba
- Nesprávná montáž
- Nesprávná obsluha
- Nesprávná údržba

11.2.2 Nejčastější poruchy

- Vnitřní netěsnost prvků
- Vnější netěsnost prvků
- Mechanické porušení
- Degradace hydraulické kapaliny
- Porušení spojovacích součástí
- Porušení těsnění
- Únava materiálu

Chyby způsobeny špatnou konstrukcí by měly být odstraněny během zkoušení soustavy na zkušebním stendu. Chybám způsobeným nekvalitní výrobou a montáží se nelze úplně vyvarovat, lze je však výrazně snížit důkladnou výstupní kontrolou. Chyby způsobené špatnou obsluhou a údržbou je možné snížit jak upravením a optimalizací údržbářských prací, tak i vhodnou konstrukcí prvků. Vnější netěsnost je u letounu nepřijatelná tzn., že letoun s vnější netěsností nemůže být připuštěn k letu.

Hydraulická kapalina je během práce soustavy vystavena namáhání, které vede k postupnému zhoršování jejích vlastností a tím i přenáší informace o stavu hydraulické soustavy. Vnitřní netěsnost je nejčastěji způsobena opotřebením součástí jednotlivých prvků a nelze se jí nikdy úplně vyvarovat. Vnitřní netěsnost na hydrogenerátoru se projeví zvýšeným teplotním spádem a prodloužením doby plnění akumulátoru. Vnitřní netěsnost dalších prvků hydraulické soustavy se projeví prodloužením doby plnění hydraulického akumulátoru a rychlostí poklesu tlaku v akumulátoru. Klíčovou úlohu tedy hraje kvalita údržby, která je závislá na znalosti stavu jak jednotlivých prvků, tak i celé soustavy.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Intenzita poruch Střední $10^{-6}/\text{hod}$	Prvek
30,00	Servoventily elektrohydraulické
13,00	Zubové hydrogenerátory
9,00	Axiální pístové hydrogenerátory
6,80	Akumulátory
5,70	Pojistné ventily
5,70	Jednosměrné ventily
4,90	Těsnění statické
4,30	Hydromotory rotační
4,30	Elektromotor
3,50	Snímač tlaku
3,30	Snímač teploty
2,00	Pryžové vysokotlaké hadice
1,50	Nádrže
1,12	Rozvaděče ventilové
1,03	Vedení, spojky, přípojky
0,79	Filtry
0,70	Těsnění dynamické
0,50	Přepouštěcí ventily
0,50	Ložiska valivá
0,21	ložiska kluzná
0,11	Pružiny
0,08	Hydromotory přímočaré
0,06	Termostat
0,05	Rozvaděče šoupátkové

Tab. 11-1 intenzity poruch hydraulických prvků [28]

Jednotlivé prvky v hydraulických soustavách letadel se liší svou funkcí, složitostí konstrukce a náročností na údržbu. Z hlediska poruchovosti a principu funkce je kritickým prvkem hydraulických soustav hydrogenerátor. Jako zdroj tlakové kapaliny hydraulické soustavy je jeho funkce zásadní. Tento prvek patří ekonomicky, funkčně i výrobně k nejnáročnějším prvkům celé soustavy. V případě nefunkčnosti hydrogenerátoru je zdrojem tlakové kapaliny záložní nebo nouzová hydraulická soustava případně nouzový hydraulický akumulátor.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Diagnostika hydraulických soustav je obecně velmi složitým problémem v případě, že nejsou vybaveny monitorovacím systémem. Nalezení poruchy z velké části závisí na zkušenostech personálu údržby a je velmi časově náročné. Z hlediska údržby jsou hydraulické prvky zařazeny do tradiční údržby, to znamená, že prvek je vyměněn po určitém počtu hodin nebo letů bez ohledu na jeho aktuální stav. Po demontáži je nahrazen novým prvkem a je odeslán na testování a případnou opravu. Montáž a demontáž zařízení v sobě zahrnuje nebezpečí poškození prvku. Při tomto typu údržby je možné, že je vyměňován prvek, který je ještě v provozuschopném stavu a výměna je tedy zbytečná. V tom případě jde o zásah do systému, kterému bychom měli předcházet. Použitím monitorovacího systému na vybrané prvky by zjednodušilo provádění údržbářských prací a vedlo ke zvýšení efektivity.

Název prvku	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	Σ poruch
Hyd. zámek	-	-	-	-	-	-	1	1	-	3	1	-	6
Pojistný ventil	-	-	1	-	2	1	-	1	3	3	1	-	12
Dif. Ventil	2	2	-	-	-	-	1	1	2	6	5	4	23
Nouzový ventil	2	2	-	-	1	2	1	-	1	3	2	3	17
Hyd. Čerpadlo	6	5	8	2	1	3	5	3	1	6	4	3	47

Tab. 11-2 Výměna agregátů na letounu L-39 v letech 1976-1987 [30]

Na základě lit.[30] byla sestavena tab. 11-2 Výměna agregátů na letounu L-39 v letech 1976-1987. Z této tabulky vyplývá, že nejvíce vyměňovaným prvkem hydraulické soustavy letounu byl hydrogenerátor, proto je mu věnována v této práci největší pozornost.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

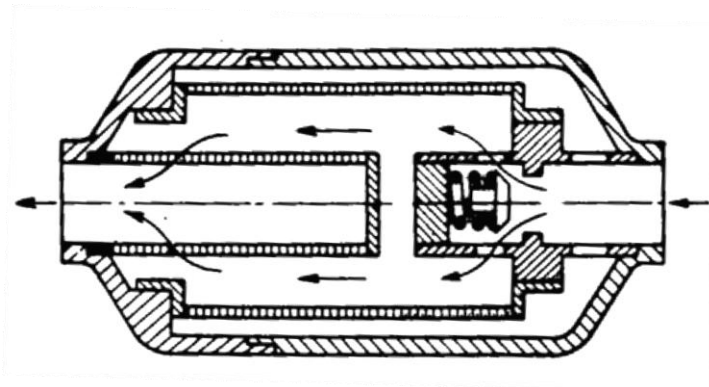
11.3 Diagnostika hydraulických prvků

11.3.1 Hydrogenerátor

Mezi nejkritičtější prvky hydraulických soustav patří hydrogenerátor. Jeho stav se hodnotí pomocí účinnosti, kterou se zabývaly předcházející kapitoly. K posouzení vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru se jeví jako výhodné použití tepelné metody měření účinnosti, případně měření doby doplňování hydraulického akumulátoru. Měření průtoku hydrogenerátoru by bylo nejvhodnější realizovat měřením času vysouvání (zasouvání) podvozku letounu, jenž má konstantní objem válců a pracuje přibližně při stálém zatížení.

11.3.2 Filtr

V případě mechanického opotřebení dochází k výskytu nečistot v kapalině a jejich usazování ve filtru. Zanešení filtru je zobrazováno na filtru pomocí indikátoru, který by měl být kontrolován před každým letem. Při zanešení filtrační vložky dojde k obtoku filtru (obr. 11-2) a znečištěné kapalině je umožněno dále pokračovat v provozu, čímž jsou nečistoty vpuštěny dále do systému, proto je žádoucí této situaci pokud možno zabránit. Měření tlakového spádu na filtru bylo možné zjistit postupné zanášení filtrační vložky a tím předejít jejímu ucpání a následnému uvolnění nečistot do hydraulického systému.

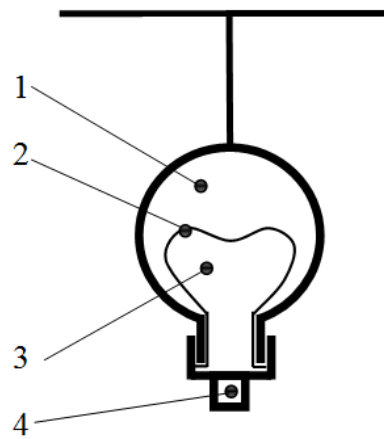


Obr. 11-2 Hydraulický filtr [16]

11.3.3 Hydraulický akumulátor

Hydraulický akumulátor slouží jako zdroj tlakové kapaliny a tlumí hydraulické pulzace a rázy v obvodu. V nouzovém okruhu slouží jako nouzový zdroj tlakové kapaliny při výpadku hlavního hydraulického okruhu. Měření doby doplňování akumulátoru a rychlosti poklesu tlaku může být důležitým diagnostickým parametrem při hodnocení vnitřních netěsností hydraulické soustavy.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

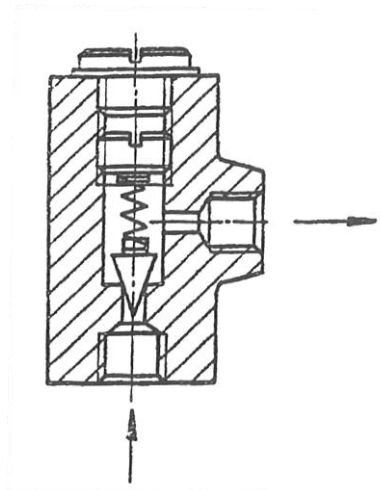


Obr. 11-3 Kulový akumulátor

1-kapalina, 2-gumový vak, 3-stlačený plyn, 4-plnicí ventil

11.3.4 Pojistný ventil

Pojistný ventil obr. 11-4 slouží jako ochranný prvek před přetížením systému vlivem vysokého tlaku hydraulické kapaliny. Pojistný ventil je v činnosti pouze při překročení nastavených parametrů. Z funkčního hlediska je důležitá jeho p-Q charakteristika. Porucha pojistného ventilu se projeví na celkovém tlaku v hydraulické soustavě.

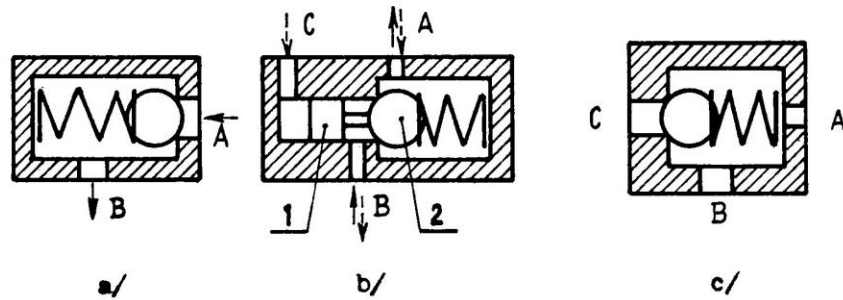


Obr. 11-4 Pojistný ventil [25]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

11.3.5 Jednosměrný ventil

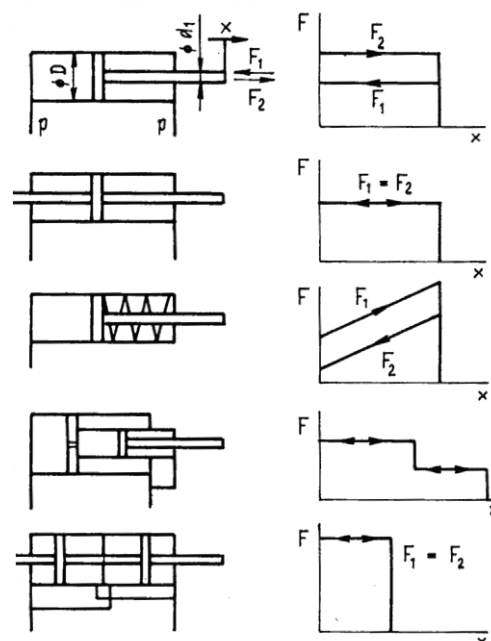
Jednosměrné ventily obr. 11-5 (a), (b), (c) slouží k hrazení průtoku hydraulické kapaliny v jednom směru. V případě netěsnosti jednosměrného ventilu nebo nedovření ventilu před hydraulickým akumulátorem dochází k rychlejší ztrátě tlaku v hydraulickém obvodu a je nutné častější spuštění hydrogenerátoru.



Obr. 11-5 Jednosměrné ventily [16]

11.3.6 Hydraulický lineární motor

V letadlové technice se setkáváme především s použitím lineárních hydromotorů. Hydromotor slouží k přenosu tlakové energie hydraulické kapaliny na mechanickou práci konanou pístnicí. Nejčastější poruchou, která se vyskytuje u lineárních hydromotorů je vnitřní netěsnost, kdy vlivem opotřebení těsnění pístu dochází k průniku kapaliny z tlakové větve do odpadní větve. Doba vysouvání pracovních válců je v letecké technice základním parametrem pro posuzování provozuschopnosti hydraulické soustavy.



Obr. 11-6 Hydraulické lineární motory [16]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

11.3.7 Hydraulická nádrž

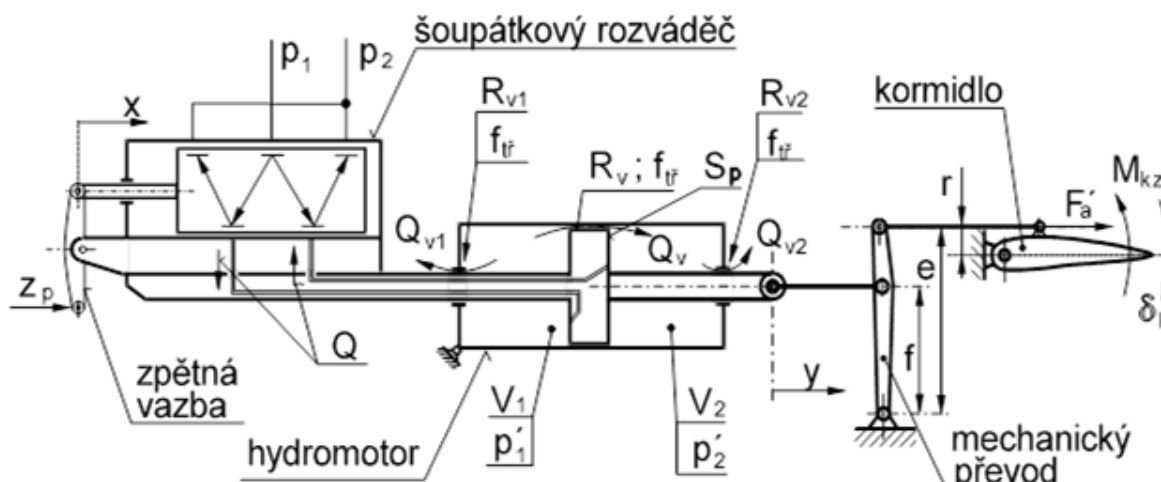
Hydraulická nádrž slouží jako zásobník hydraulické kapaliny. V případě netěsnosti dojde k úniku hydraulické kapaliny, nebo úniku plynu v případě že je nádrž přetlakována plynem. Objem kapaliny v nádrži by měl být kontrolován před každým letem. V současné době se u menších letounů používá seskupování několika prvků hydraulické soustavy do jednoho celku. Tento celek může tvořit např. skupinu prvků, které jsou uloženy v prostoru hydraulické nádrže jako hydrogenerátor s elektromotorem, pojistný ventil a jednosměrný ventil. Elektromotor je uložen v nádrži kvůli lepšímu chlazení. Tento celek je při poruše nebo nutnosti provádění údržbářských prací demontován a nahrazen novým prvkem.

11.3.8 Hydraulické potrubí

V hydraulických soustavách letadel je materiál potrubí závislý na provozním tlaku hydraulické soustavy a dynamickém namáhání potrubí při pulzacích tlaku. Nejčastěji používanými materiály pro výrobu potrubí v leteckých aplikacích jsou ocelové nebo hliníkové slitiny. Nejčastější poruchou potrubí je netěsnost spojů nebo únavové poškození od tlakových pulzací. Únik kapaliny potrubím se projeví snížením hladiny kapaliny v nádrži. Netěsnost potrubí lze zjistit poklesem hladiny kapaliny v nádrži a přesné místo úniku lze zjistit pouze vizuální prohlídkou.

11.3.7 Hydraulický posilovač

V hydraulických soustavách větších letadel se používají i hydraulické posilovače. Hydraulický posilovač převádí impulzy od pilota na výchylky řídicích ploch letounu. Posilovače se používají i pro řízení předového kola a brzdění hlavního podvozku.



Obr. 11-7 Hydraulický posilovač [28]

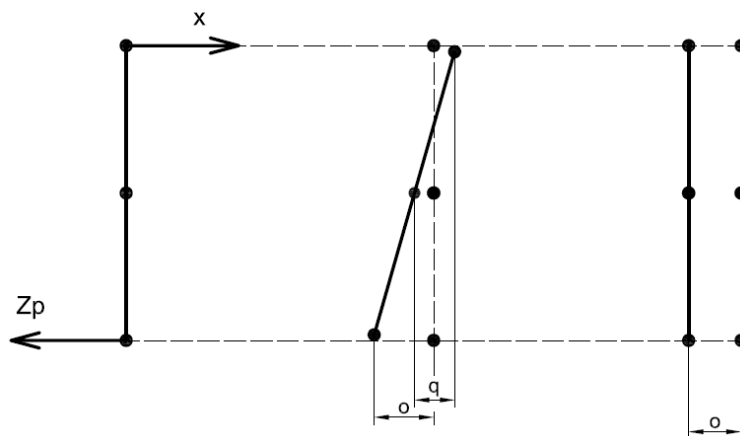
Diagnostika hydraulických soustav letadel

Nejčastější poruchou hydraulického posilovače je vnitřní netěsnost šoupátka nebo pracovního válce. Důvodem netěsnosti je opotřebení vzájemně se pohybujících ploch nebo porušení těsnění.

Šoupátkový rozvaděč slouží k hrazení průtoku a řízení směru kapaliny. Netěsnost šoupátka závisí na velikosti, tvaru a délce spáry, dále na viskozitě, tlakovém spádu a provedení těsnících ploch. Zvýšení těsnosti šoupátka je obtížné a nákladné. Kapalina proudící neustále vůlí šoupátka může snadno do spáry zanést drobné nečistoty, které se mohou zaklínit a způsobit uvíznutí šoupátka při jeho pohybu. Není-li zajištěna stejnsměrná vůle po obvodě, může dojít k excentrickému přitlačování a tím zvýšení propustnosti.

Důležitým parametrem hydraulického posilovače je rychlost reakce na vstupní signál a přesnost řízení. V případě správné funkce zesilovače, by mělo ihned po zavedení vstupního signálu, dojít k přestavení šoupátka a následnému posunu pístnice zpět do neutrálního stavu. V tomto případě by měla být dodržena jistá závislost mezi posunutím šoupátka a posuvem pístnice. Jestliže po zavedení vstupního signálu nedojde k přestavení šoupátka o danou velikost nebo reakce pístnice není dostatečně rychlá, můžeme takový parametr indikovat, že je zesilovač neprovozuschopný a musí být vyměněn.

Sledovaným parametrem pro diagnostiku hydraulického posilovače by sloužila velikost polohového zpoždění mezi posuvem šoupátka a polohou pístnice, viz obr. (11-8) parametr q , pro danou zatěžovací frekvenci. Velikost vstupního signálu a doba reakce by měla být stanovena výrobcem hydraulického zesilovače a jeho funkce by měla být odzkoušena ještě před letem. Toto polohové zpoždění vstupního a výstupního signálu zesilovače by bylo diagnostickým parametrem hodnotícím stav daného zesilovače.



Obr. 11-8 Pohyb zpětné vazby

Statickou netěsnost posilovače lze vyjádřit výchylkou šoupátka z nulové polohy jako kompenzace průtoku netěsnostmi. Velikost výchylky od nulové polohy odpovídá na zemi nulovému zatěžujícímu tlakovému spádu na pístu. Po překročení předepsané odchylky během dynamického zatěžování se provede vyhodnocení provozuschopnosti posilovače. Použití času přestavení jako diagnostického parametru je problematické, jelikož je závislé na zatěžovací síle.

Vliv netěsnosti pístu nebo šoupátka, při průtoku z tlakové větve do odpadu, se na zemi díky nulovému spádu neprojevuje na rychlosti pístnice. Vliv rychlosti pístnice se projevuje až za letu, a to rychlostí přestavení pístnice. Vlivem netěsnosti je část kapaliny odváděna do odpadu a rychlost pístnice je nižší.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

V případě použití hydraulických posilovačů na letounu, které má nezávislé ovládní plovcích ocasních ploch, může mít netěsnost jednoho z posilovačů výrazně negativní vliv. Počáteční a koncová poloha obou ploch je stejná, liší se však rychlost přestavování a tím i rozdílný úhel náběhu jednotlivých ploch. Tato porucha může vést k nechtěnému klonění letounu kolem podélné osy. Netěsnost šoupátka, která umožní průniku tlaku do válce je charakterizována velikostí polohového rozladění šoupátka a pístnice.

11.4 Výběr diagnostických parametrů

Sledovat úplně všechny parametry není z technického a ekonomického hlediska možné, proto je nutné vybírat pouze parametry, které nesou největší informační hodnotu a sledovat pouze nejdůležitější prvky soustavy. V současné době je běžné sledování tlaku v hydraulické soustavě funkce před letem a vizuální kontrola vybraných prvků soustavy.

Vztah mezi technickým stavem soustavy a příznaky lze obvykle určit teoretickým rozbohem nebo experimentem. Závislost stavů soustavy a jim odpovídajících příznaků je možné zobrazit ve formě tabulky tzv. matice stavů, kam se provádí zápis v závislosti na tom, jestli daný příznak charakterizuje daný stav. V případě, že daný příznak charakterizuje daný stav, napíše se do odpovídajícího místa jednička, pokud ne tak se napíše nula. V tomto případě není rozhodující velikost vazby mezi stavem a příznakem a všechny vazby mají stejnou váhu.

Pro hodnocení stavu hydraulické soustavy letounu, ve kterém byly předpokládány poruchy hydraulických komponent [31]:

1. Porušení přetlaku v nádrži
2. Zvětšený tlakový spád na filtru
3. Opotřebenění hydrogenerátoru
4. Snížení výkonu elektromotoru
5. Netěsnost pojišťovacího ventilu
6. Netěsnost jednosměrného ventilu
7. Snížení tlaku plynu v akumulátoru
8. Netěsnost hydromotoru

Posuzovanými parametry (příznaky) byly:

1. Tlakový spád na filtru
2. Tribo kapaliny (výskyt částic při otěru materiálu)
3. Tlak za hydrogenerátorem (pulsace)
4. Tlak před akumulátorem
5. Teplota za hydrogenerátorem
6. Otáčky hydrogenerátoru
7. Proud do elektromotoru
8. Čas přesunutí pístnice pracovního válce
9. Přetlak v nádrži

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Pro výběr diagnostických parametrů z množiny příznaků bylo použito kvantitativní hodnocení informace nesené jednotlivými příznaky pomocí teorie informace. Teorie informace charakterizuje dvoustavový stupeň neurčitosti systému entropií $H(S)$ jeho stavů, kterou definujeme vztahem [14]:

$$H(S) = - \sum_{i=1}^N p_i \log p_i \quad (11.1)$$

N – počet možných stavů soustavy

p_i – pravděpodobnost toho, že se systém bude nacházet v i -tém stavu

Jako nejvýhodnější autor [31] stanovil diagnostické parametry:

- 1) Tlak za hydrogenerátorem
- 2) Teplota za hydrogenerátorem
- 3) Tribo kapaliny
- 4) Čas přesunutí pístnice hydromotoru

Z rozboru v předcházejících kapitolách vyplývá, že by bylo vhodné diagnostické parametry rozšířit o měření:

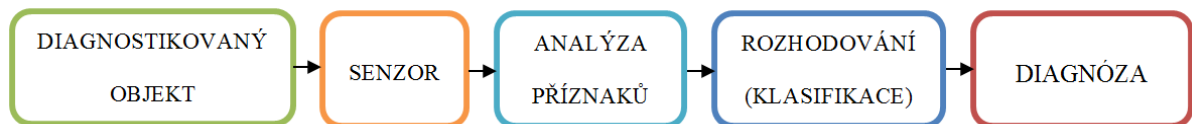
- a) Teplotní spát na hydrogenerátoru
- b) Měření doby doplňování hydraulického akumulátoru
- c) Rychlost poklesu tlaku v akumulátoru

Diagnostické parametry doba doplňování akumulátoru a rychlost poklesu tlaku v akumulátoru jsou výhodné pro posuzování vnitřních netěsností hydraulických prvků (jednosměrný ventil, pojišťovací ventil atd.). Určování aktuálního technického stavu hydrogenerátoru je obtížné. Z tohoto hlediska se využití teplotního spádu na hydrogenerátoru jeví jako výhodné.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

12. TECHNICKÉ STAVY A PŘÍZNAKY

V dnešní době je snahou mít automatický diagnostický systém, ve kterém se na základě snímaných veličin (signálů) automaticky odvodí daná diagnóza, geneze vady nebo prognóza stavu součásti. Kromě automatických diagnostických systémů, které mají měřicí a vyhodnocovací část jsou i systémy, které umožňují označit zdroj signálu nebo změnu monitorovaného prvku.



Obr. 12-1 Diagnostický systém

Základním cílem diagnostiky je zjistit technický stav objektu nebo soustavy. Na základě rozboru jsou určeny měřené fyzikální veličiny, které jsou snímány senzory. Na výstupu ze senzoru je signál upraven na tzv. míronosný signál, kdy je fyzikální veličina převedena na jinou (nejčastěji elektrickou) veličinu. Následuje její přenos, zesílení, filtrace atd. K dispozici jsou dle lit.[4] dva základní zdroje dat:

- a) Apriorní – znalost dostupná před započítím měření (vychází z fyzikální podstaty)
- b) Empirická – výsledek určitého měření

Pro získání potřebných informací o technickém stavu diagnostikovaného objektu musí být dodrženy určité předpoklady:

- 1) Charakteristika klasifikace diagnostického objektu.
- 2) Vytvoření výchozích diagnostických podmínek (kritéria rozhodování).
- 3) Vytvoření poruchového modelu.
- 4) Výběr a minimalizace počtu diagnostických signálů.
- 5) Stanovení postupu diagnostiky.
- 6) Zpracování diagnostických signálů.
- 7) Rozhodnutí (vytvoření diagnózy) a označení chybných prvků.

12.1 Stavy objektů

Při hodnocení technického stavu soustavy obvykle rozlišujeme dva základní stavy:

- Provozní
- Poruchový

Pro hodnocení soustavy jako provozuschopné je nutné, aby všechny prvky soustavy byly v provozuschopném stavu. Celkový počet stavů soustavy je tedy $S = 2^x$, kde exponent x je počet prvků soustavy. Překročení vybraných parametrů od stanovených hodnot jsou brány jako příznaky změny stavu prvků soustavy. Jednotlivé stavy a příznaky mohou být navzájem závislé. Jeden příznak charakterizuje jednoznačně pouze určitý stav soustavy, příznak je charakteristický pro několik stavů

Diagnostika hydraulických soustav letadel

soustavy, nebo jeden stav soustavy je charakterizován pouze několika příznaky. Pojem příznak je možné chápat jako označení určitého atributu, hodnotu příznaku může představovat číselný, pravdivostní nebo jiný konkrétní údaj. Úkolem je najít takové měřitelné veličiny, které nesou nejvíce informací o stavu systému a jeho komponentách. Počet měřených veličin by měl být co možná nejmenším, ale musí jich být tolik, aby se pomocí nich nebo jejich kombinací dal spolehlivě určit funkční stav objektu nebo porucha, případně i prvek, který poruchu způsobil.

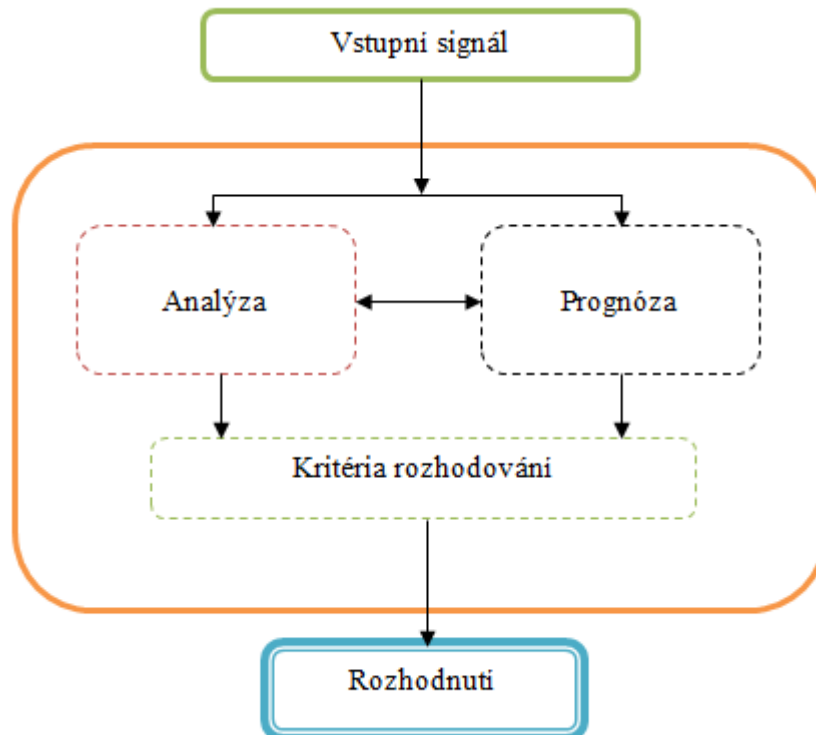
Informace o diagnostikovaném prvku by měly obsahovat:

- Údaje, které jednoznačně určují sledovaný výrobek jako celek a jeho hlavní uzly.
- Údaje o odpracovaném výkonu v okamžiku projevu poruchy nebo provedení údržbového zásahu, který odstranil vzniklou poruchu.
- Údaje určující poškozenou část.
- Časové údaje o vzniku poruchy, respektive o jejím zjištění a vyvolaném prostoji.
- Údaje, které charakterizují s nezbytnou podrobností zjištěnou poruchu a provedenou opravu.

K zabránění omylů je nutné, aby forma shromažďování informací byla, co nejjednodušší a všude tak kde, je to možné je účelně odstranit z informačního zdroje člověka, který může být zdrojem subjektivních pohledů a omylů.

12.2 Rozhodování

Klasifikace je rozhodování o tom, do které třídy předmět popsany vstupním vektorem zařadit. Třída je [8] množina předmětů nebo jevů, které mají určité společné charakteristické vlastnosti.

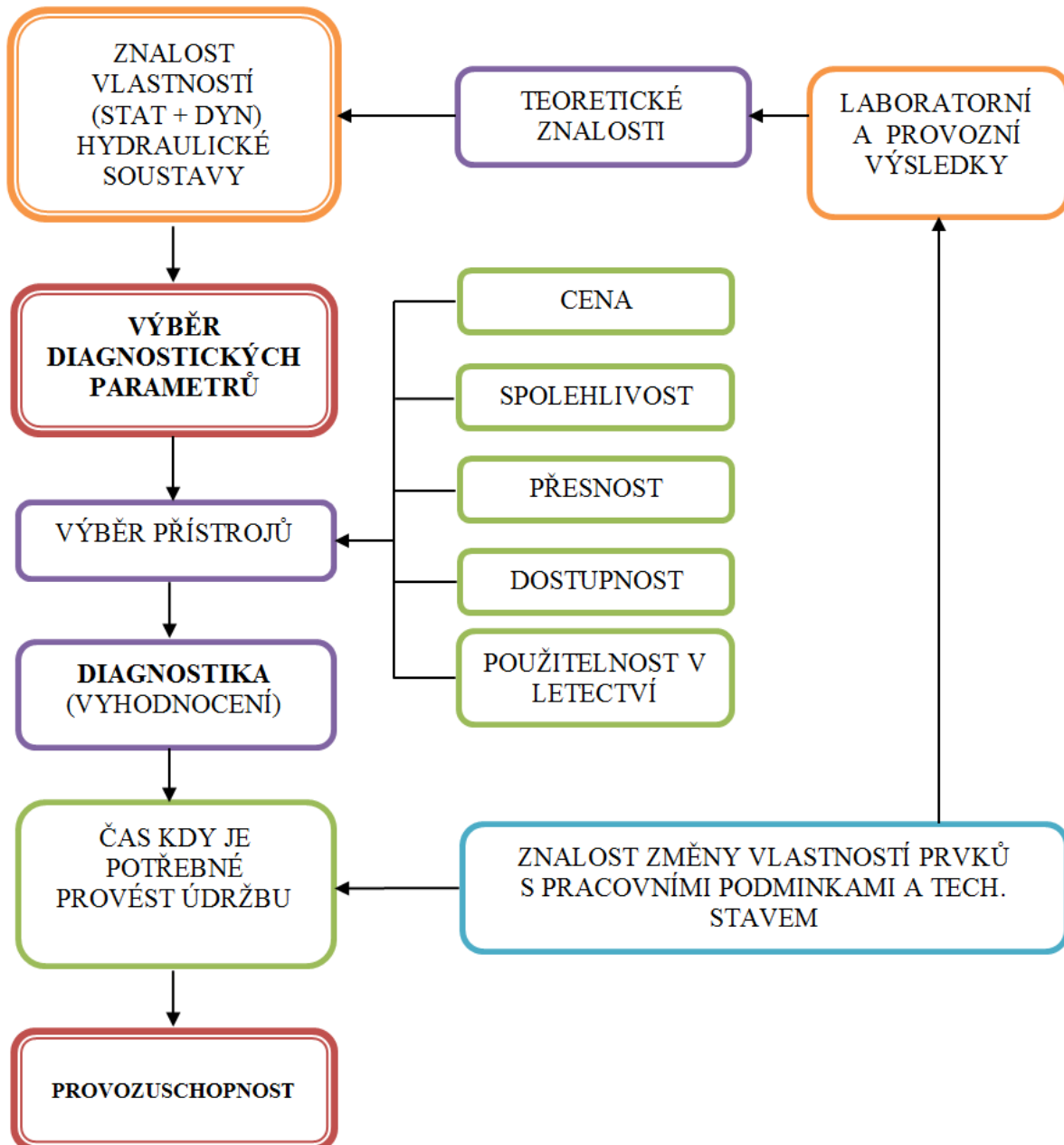


Obr. 12-2 Schéma rozhodovacího procesu

Diagnostika hydraulických soustav letadel

12.3 Zavedení diagnostiky do praxe

I přes zavádění diagnostiky leteckých systémů a konstrukce letounu nedosahuje jejich úroveň optimálnímu stavu. Přes nesporné výhody zavádění diagnostiky dále přetrvávají potíže s jejím zaváděním do běžného provozu. Hlavními nevýhodami jsou pořizovací cena a složitost systému. V diagnostice hydraulických soustav je nejobtížnějším úkolem nalezení a výběr diagnostických parametrů, jelikož dochází k velkému vzájemnému ovlivňování a tím ke složitosti jednoznačného určení závady.



Obr. 12-3 Požadavky na diagnostiku

Diagnostika hydraulických soustav letadel**13. DIAGNOSTIKA HYDROGENERÁTORU V LETECTVÍ**

Tato kapitola bude zaměřena na použitelnost diagnostických metod pro stanovení technického stavu hydrogenerátoru v letectví, při použití bezdemontážní diagnostiky. Hodnocení bude provedeno na základě experimentálního měření na výukovém standu.

Hydraulický okruh, na němž probíhalo měření, byl sestaven z prvků běžně používaných v letadlových hydraulických okruzích letounů kategorie CS-23, nebo prvků principiálně podobných. Hydraulický okruh umožňuje simulaci netěsnosti hydrogenerátoru a je vybaven základnou pro umístění snímačů.

Měření bude mít za úkol posoudit použitelnost vybraných parametrů pro diagnostiku hydrogenerátoru, na kterém bude simulována vnitřní netěsnost. Pro hodnocení vnitřní netěsnosti byly vybrány diagnostické parametry:

- 1) Čas doplňování hydraulického akumulátoru
- 2) Měření teplotního spádu na hydrogenerátoru

Vnitřní netěsnost bude simulována pomocí ventilu 4 na obr. 13-3.

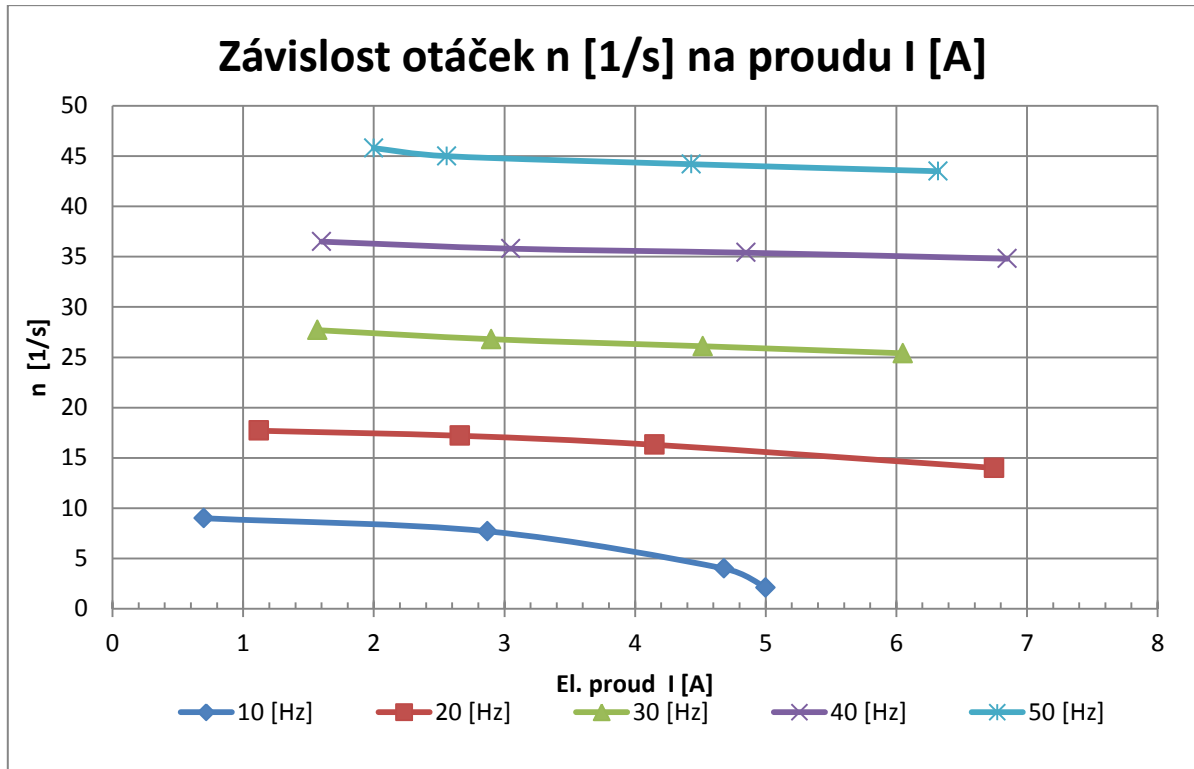
13.1 Hydrogenerátor a pohon hydrogenerátoru

V hydraulické soustavě je použit zubový hydrogenerátor od firmy Vivolo typ XV 1P –D/C o průtoku $0,91 \text{ cm}^3/\text{ot}$ a maximální tlaku 28 MPa. Na vstupu a výstupu hydrogenerátoru jsou připojeny snímače termočlánku pomocí T propojek. Sací a tlaková větev je možné propojit pomocí stavitelného škrťacího ventilu, jenž slouží k simulaci vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru.

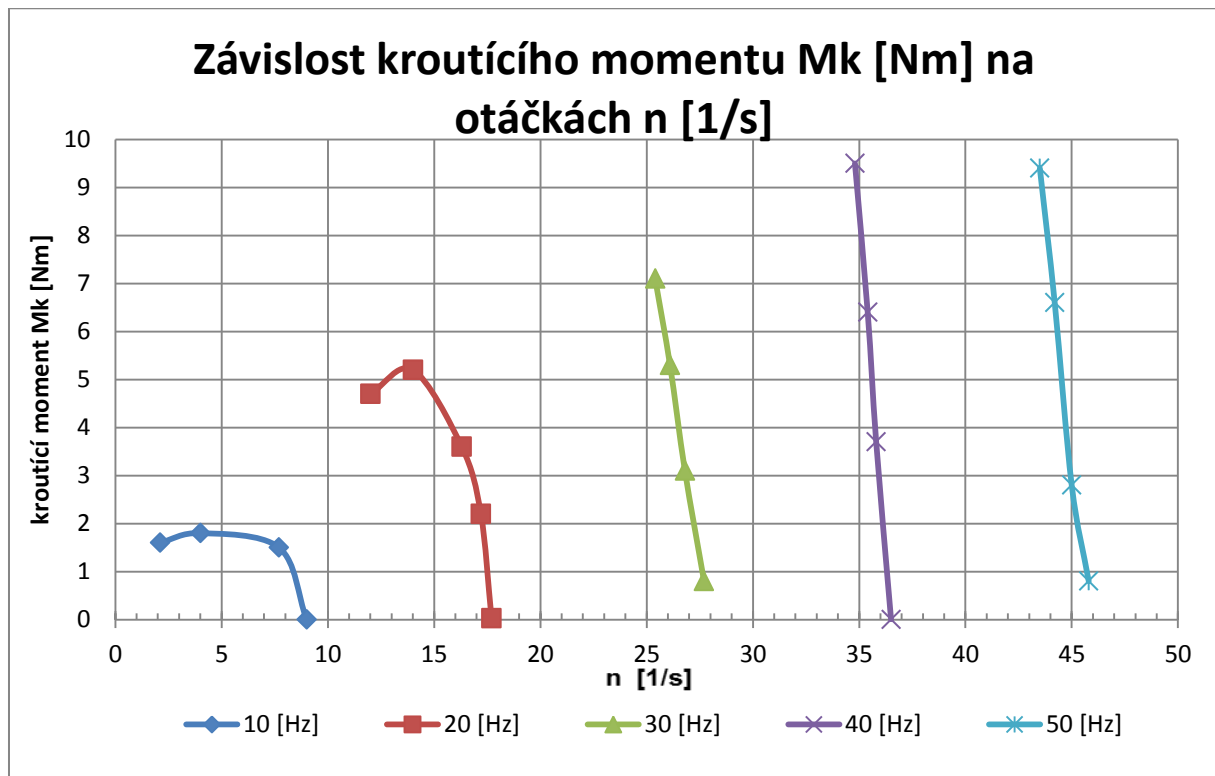
Motor pohánějící hydrogenerátor je Siemens 1LA7 096-2AA10 o výkonu 2,2kW který je ovládán frekvenčním měničem Micromaster 420. Hydraulická nádrž je typ LUN 6907.

Za účelem zjištění výstupních parametrů soustavy frekvenčního měniče a elektromotoru, jež jsou vstupními parametry hydrogenerátoru, tedy otáčky a krouticí moment, byly změřeny charakteristiky této soustavy na dynamometru [29]. Po instalaci frekvenčního měniče a elektromotoru na dynamometr byly nastaveny otáčky na frekvenčním měniči a následně změřeny otáčky na elektromotoru pomocí otáčkoměru zabudovaném v dynamometru. Rozdíl otáček nastavených na frekvenčním měniči a změřený na elektromotoru jsou skluzové otáčky. Na dynamometru se nastavovali a odečítaly hodnoty krouticího momentu a byl sledován odebíraný elektrický proud. Výsledné hodnoty byly zpracovány do grafů na obr. 13-1 a 13-2[29].

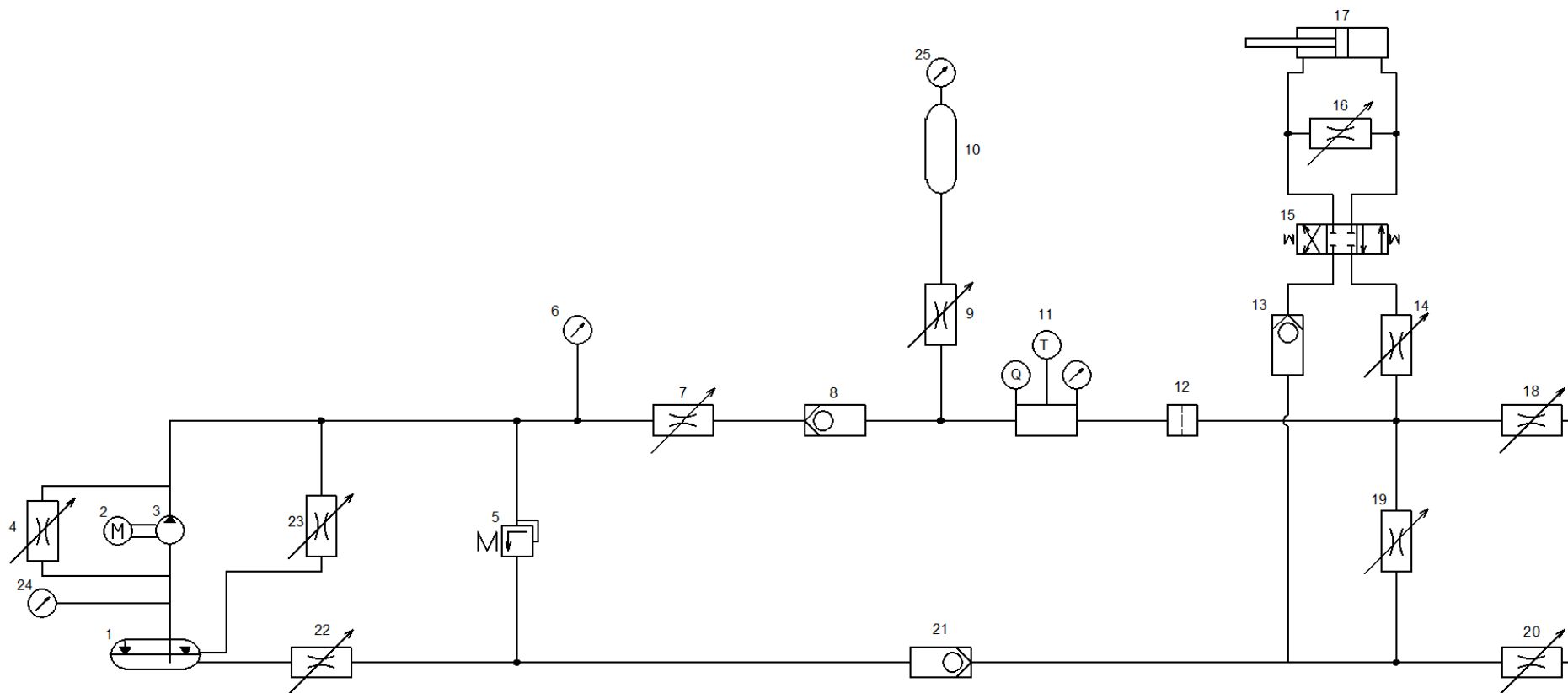
Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 13-1 Závislost napájecího el. proudu na otáčkách motoru [29]



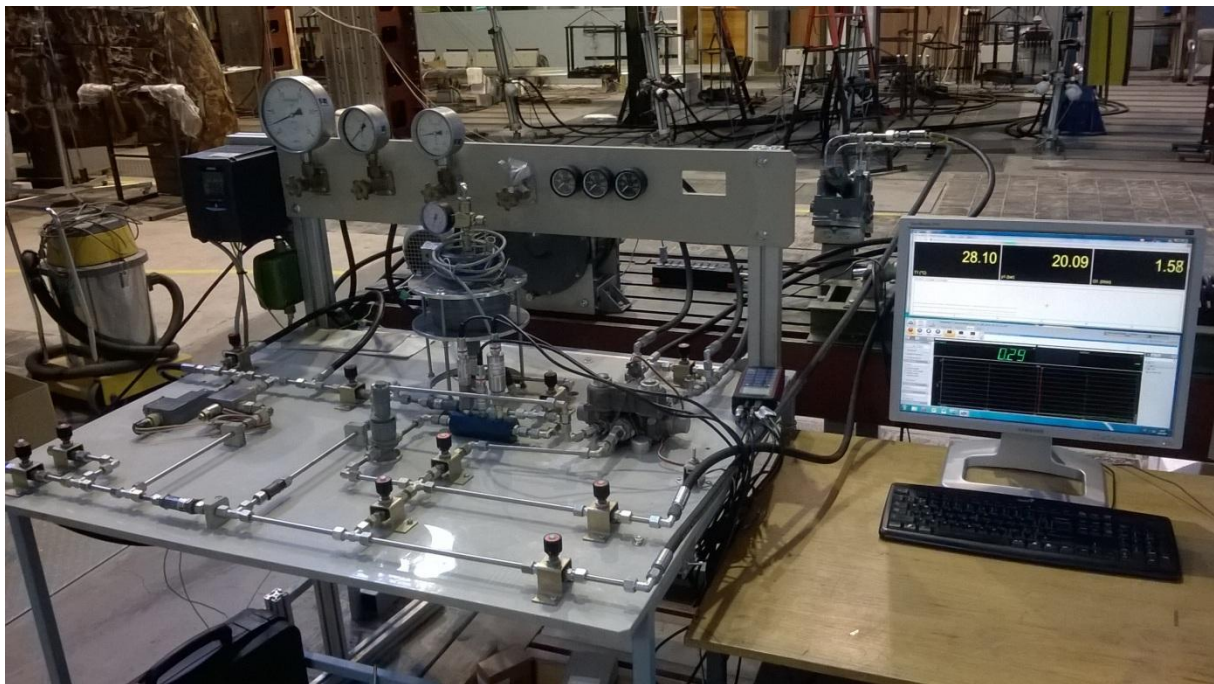
Obr. 13-2 Závislost kroutícího momentu na otáčkách motoru [29]



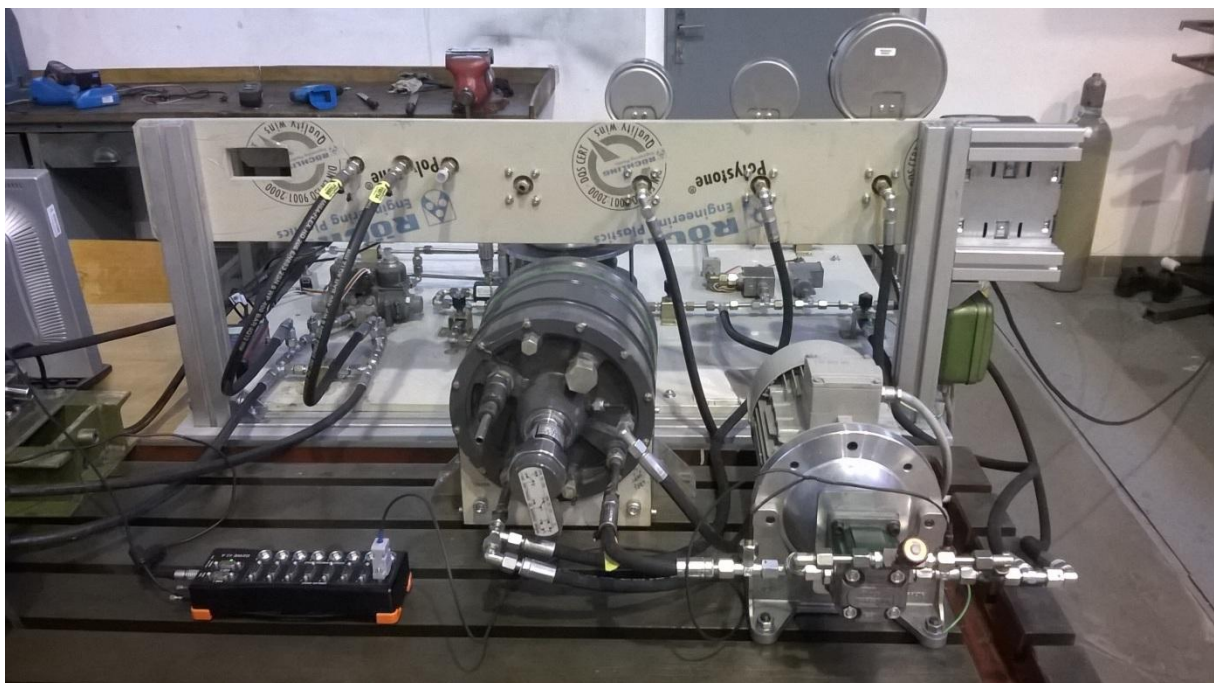
Obr. 13-3 Schéma měřicího stendu

1-Hydraulická nádrž, 2-Elektromotor, 3-Hydrogenerátor, 4-Škrťací ventil, 5-Pojišťovací ventil, 6-Manometr, 7- Škrťací ventil, 8-Jednosměrný ventil, 9- Škrťací ventil, 10-Hydraulický akumulátor, 11-Základna pro umístění snímačů, 12-Filtr, 13- Jednosměrný ventil, 14- Škrťací ventil, 15-Rohaděč, 16- Škrťací ventil, 17-Hydromotor, 18- Škrťací ventil, 19- Škrťací ventil, 20- Škrťací ventil, 21-Jednosměrný ventil, 22- Škrťací ventil, 23-Škrťací ventil, 24-Manometr, 25-Manometr

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 13-4 Uspořádání hydraulického okruhu

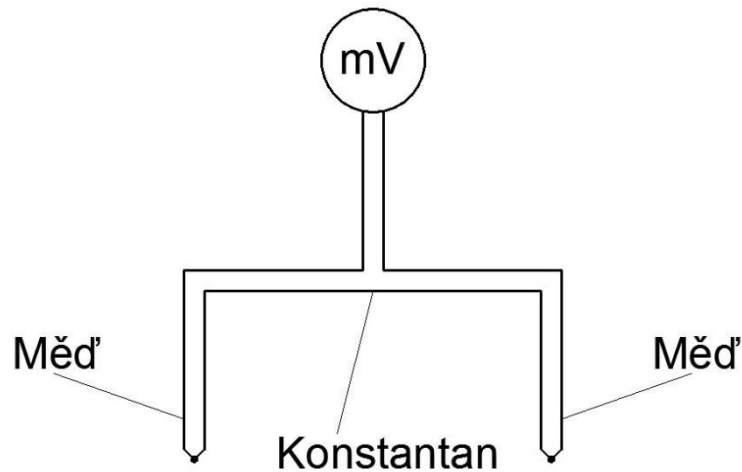


Obr. 13-5 Uspořádání měření teplotního spádu HG

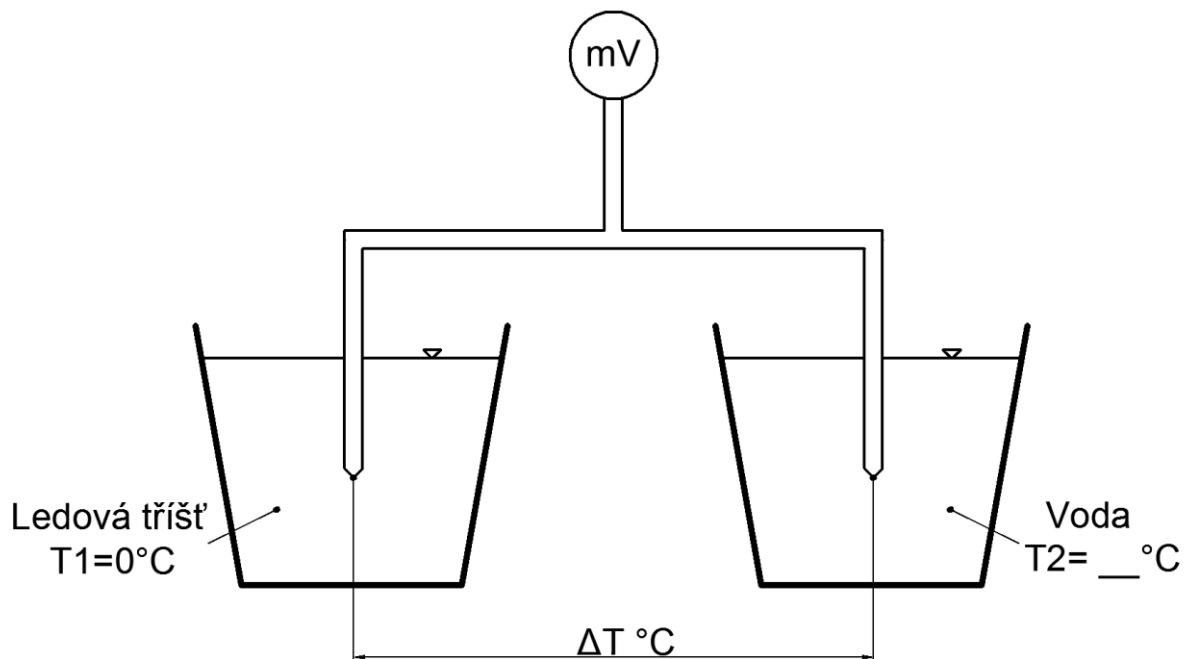
Diagnostika hydraulických soustav letadel

13.2 Měřicí zařízení

Pro měření teplotního gradientu na hydrogenerátoru byla použita termočláneková čidla. Využívá se termoelektrický jev, při kterém vzniká elektrické napětí na termočlátku vlivem rozdílné teploty. Teplotní čidlo je tvořeno spojením drátků z materiálu konstantan a měď (Obr.13-6). Po svaření jednotlivých drátků je čidlo zalito pryskyřicí do těla čidla, které je opatřeno maticí pro připevnění do hydraulického obvodu pomocí T-kusu. Pro odečítání napětí vznikajícího na čidlu byl použit multimetr HP 34401A a následně bylo použito i měření pomocí ústředny DEWE 43. Pro určování poklesu teploty kapaliny byl použit lihový teploměr s rozsahem -10 až 100°C .



Obr. 13-6 Schéma termočlátku

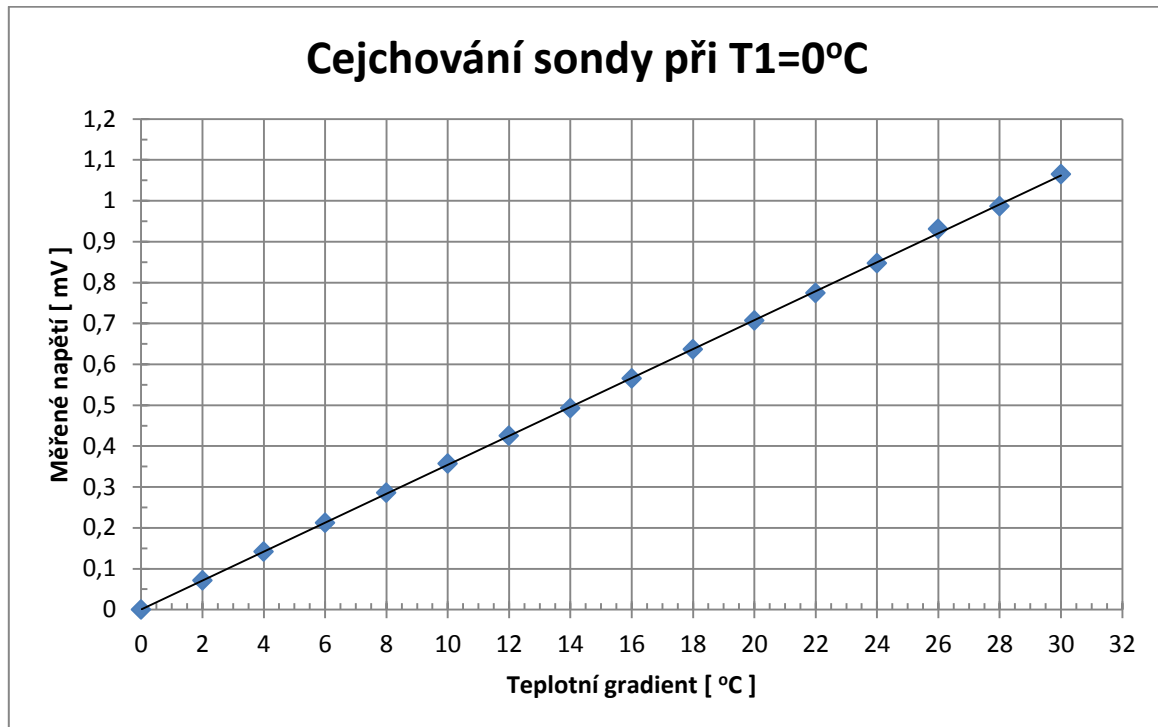


Obr. 13-7 Princip měření termočlátku

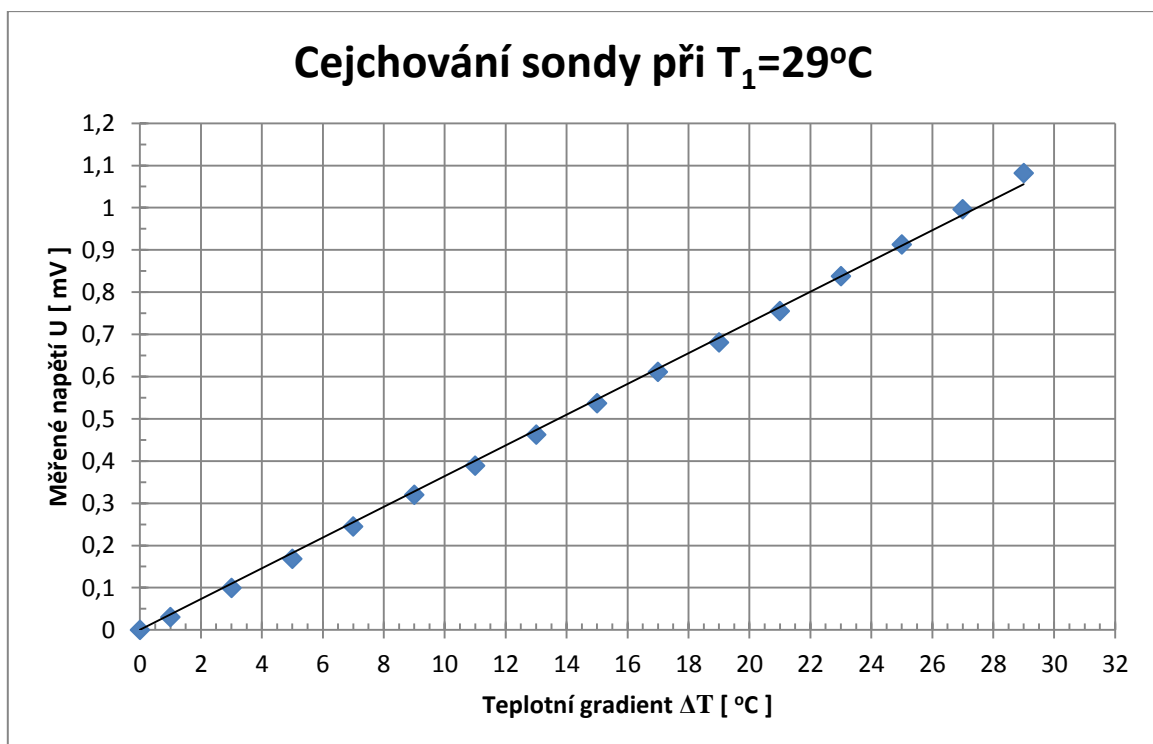
Během měření byla jedna ze sond ponořena do kapaliny, ve které byla teplota konstantní během celého měření T_1 . Do druhé nádoby byla nalita kapalina o vyšší teplotě a za stálého

Diagnostika hydraulických soustav letadel

promíchávání této kapaliny byla při poklesu teploty na lihovém teploměru zaznamenávána napětí na multimetru pro daný teplotní spád. Po dokončení měření byly na základě změřených dat vyhotoveny kalibrační křivky.



Obr. 13-8 Kalibrační křivka pro $T_1=0^\circ\text{C}$



Obr. 13-9 Kalibrační křivka pro $T_1=29^\circ\text{C}$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Měření probíhalo vždy s jednou konstantní teplotou T_1 a bylo zaznamenáváno napětí vznikající na termočlánu pro daný pokles teploty T_2 . Interval poklesu teploty T_2 byl vždy pokles o 2°C . Na konci jednotlivých měření byla provedena vždy kontrola čidla tak, že byly obě sondy ponořeny do kapaliny o stejné teplotě, takže $T_1=T_2$, a měřené napětí bylo 0mV .



Obr. 13-10 Cejchování termočlánekové sondy

Na testovacím standu bylo provedeno měření průtokové charakteristiky hydrogenerátoru. Změna otáček na měniči probíhala vzestupně po $300\text{ot}/\text{min}$, kdy byli odečítány měřené hodnoty na přístroji Multihandy 3020 obr. 13-9. Pro umístění senzorů bylo použito základny RE4-10. Pro měření bylo použito tlakového čidla PR100 s rozsahem $0\text{--}60\text{MPa}$, teplotního čidla TE110 s rozsahem -50 až 200°C .



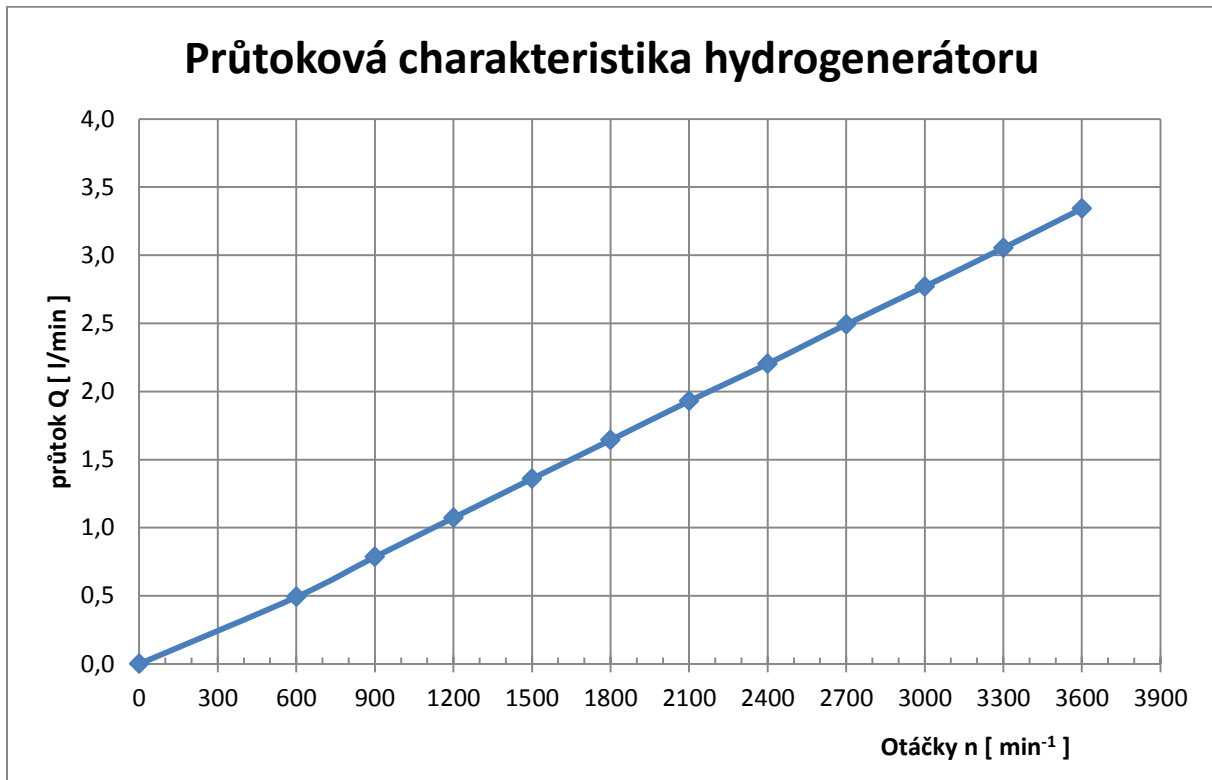
Obr. 13-11 Měřicí přístroj Multihandy 3020



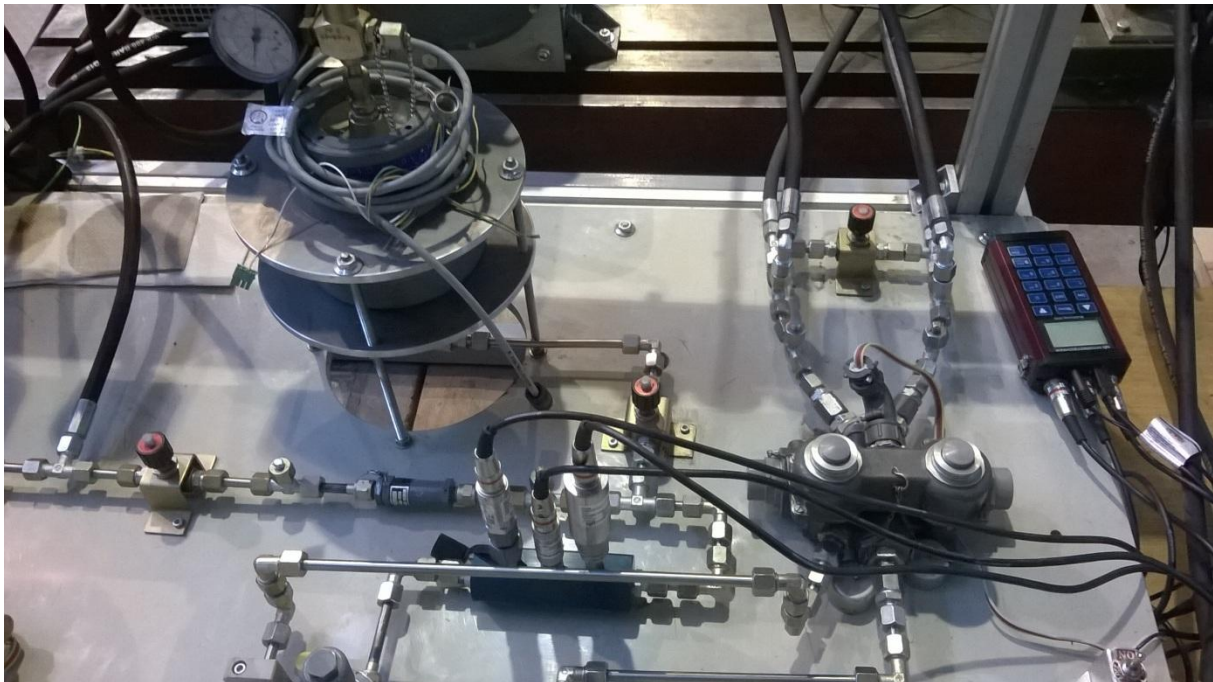
Obr. 13-12 Měřicí základna

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Měřené hodnoty odpovídají teoreticky vypočítaným na základě geometrického objemu hydrogenerátoru a otáček. Měření probíhala při nejmenším možném odporu mezi sáním a výstupem hydrogenerátoru.

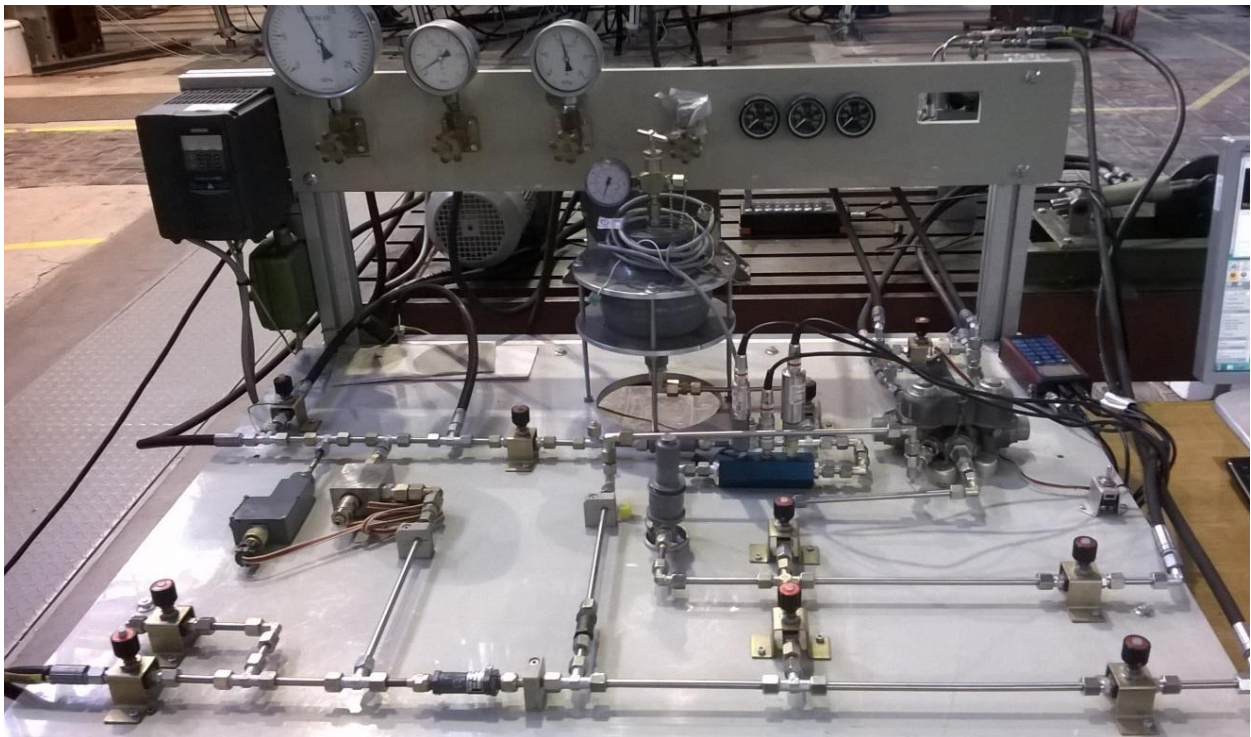


Obr. 13-13 průtoková charakteristika hydrogenerátoru

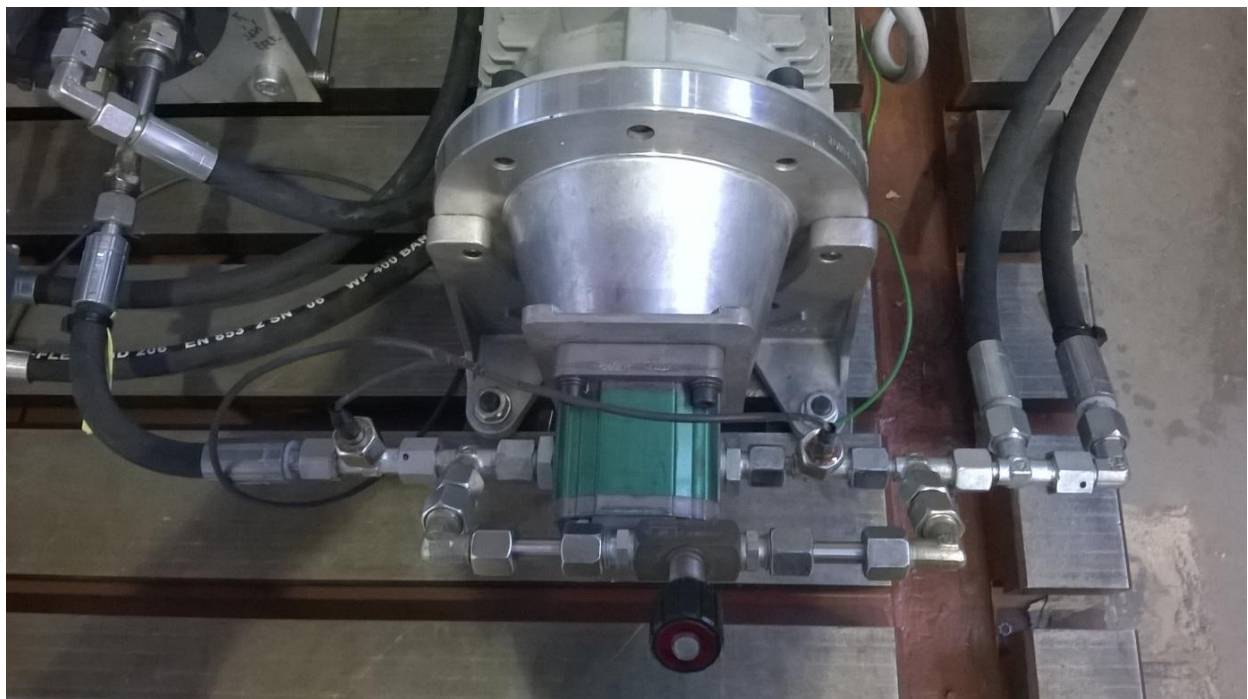


Obr. 13-14 Uspořádání měřící základny se senzory

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 13-15 Měřicí okruh

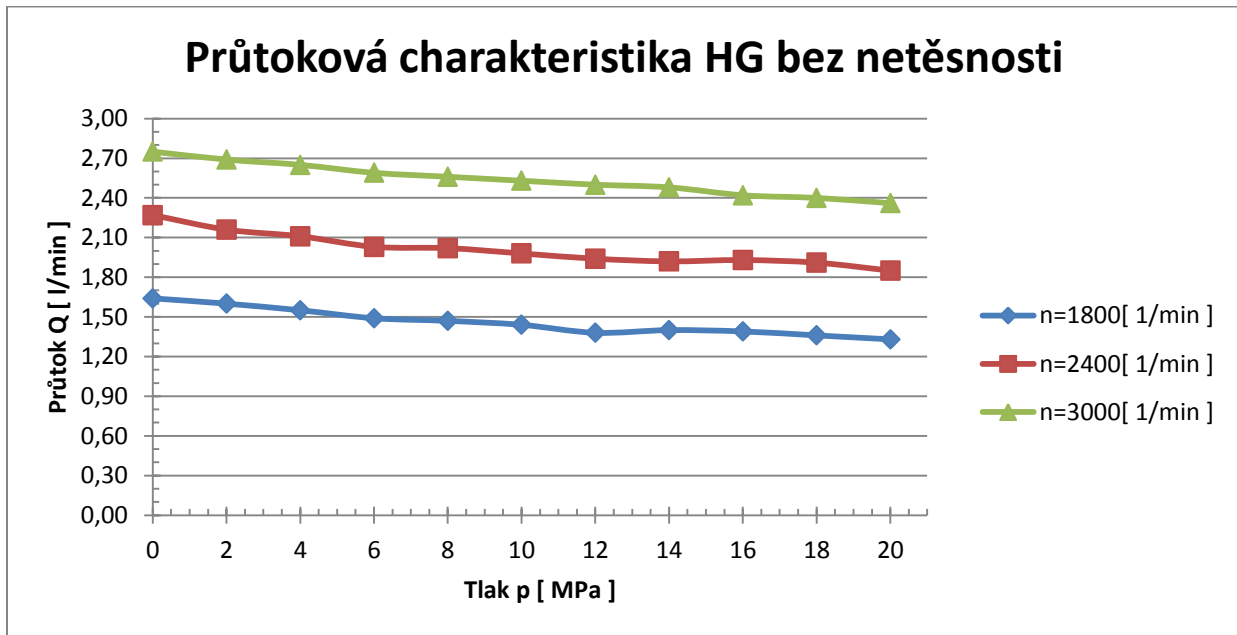


Obr. 13-16 Simulace netěsnosti a měření teplotního spádu HG

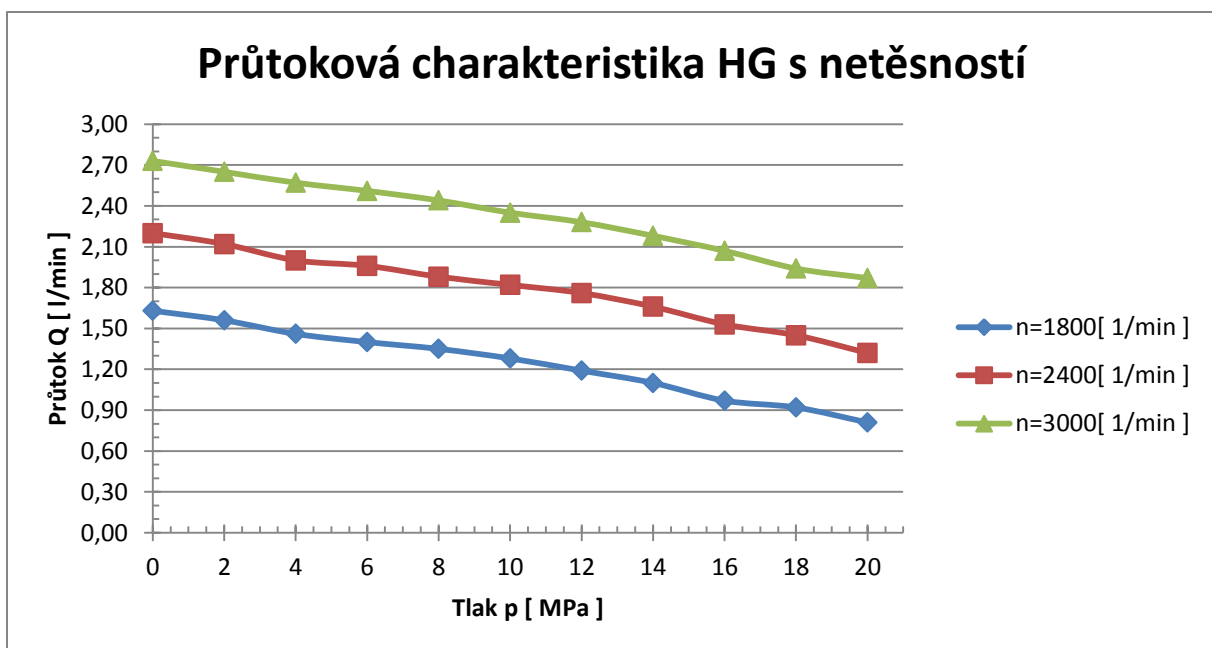
Diagnostika hydraulických soustav letadel

13.3 Charakteristiky hydrogenerátoru

Bylo provedeno měření tlakové charakteristiky hydrogenerátoru a závislost doby plnění akumulátoru v závislosti na otáčkách. Měření bylo prováděno pro 1800, 2400 a 3000 ot/min. Otáčky byly nastavovány na měniči. Po změření charakteristik hydrogenerátoru byla simulována netěsnost hydrogenerátoru při $n=1800 \text{ min}^{-1}$ a nastaveném tlaku 15 MPa. Tlak v soustavě byl nastaven pomocí ventilu 19 obr. 13-3 a následný pokles tlaku na 12 MPa simulující netěsnost byl proveden otevřením ventilu 4 obr. 13-3. Po zavedení netěsnosti byly znovu měřeny charakteristiky. Poté byl odečten čas doplňování z tlaku 14 MPa na 20 MPa pro různé otáčky hydrogenerátoru.

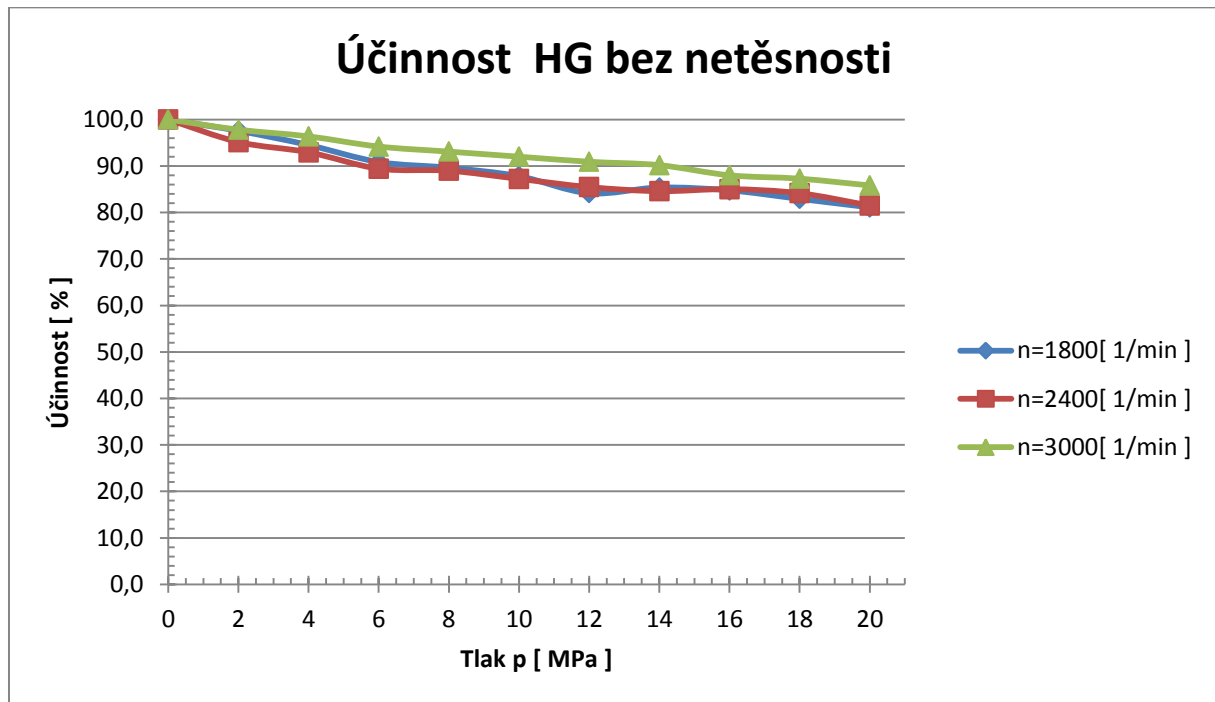


Obr. 13-17 Průtoková charakteristika HG bez netěsnosti

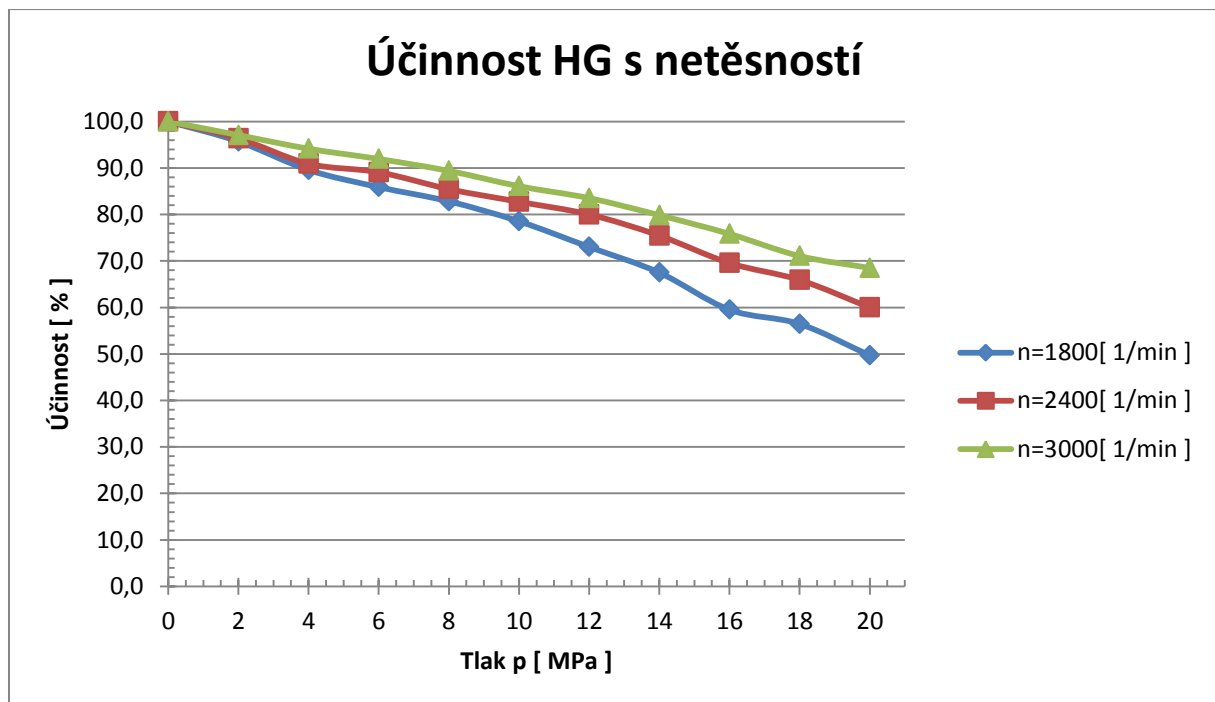


Obr. 13-18 Průtoková charakteristika HG s netěsností

Diagnostika hydraulických soustav letadel

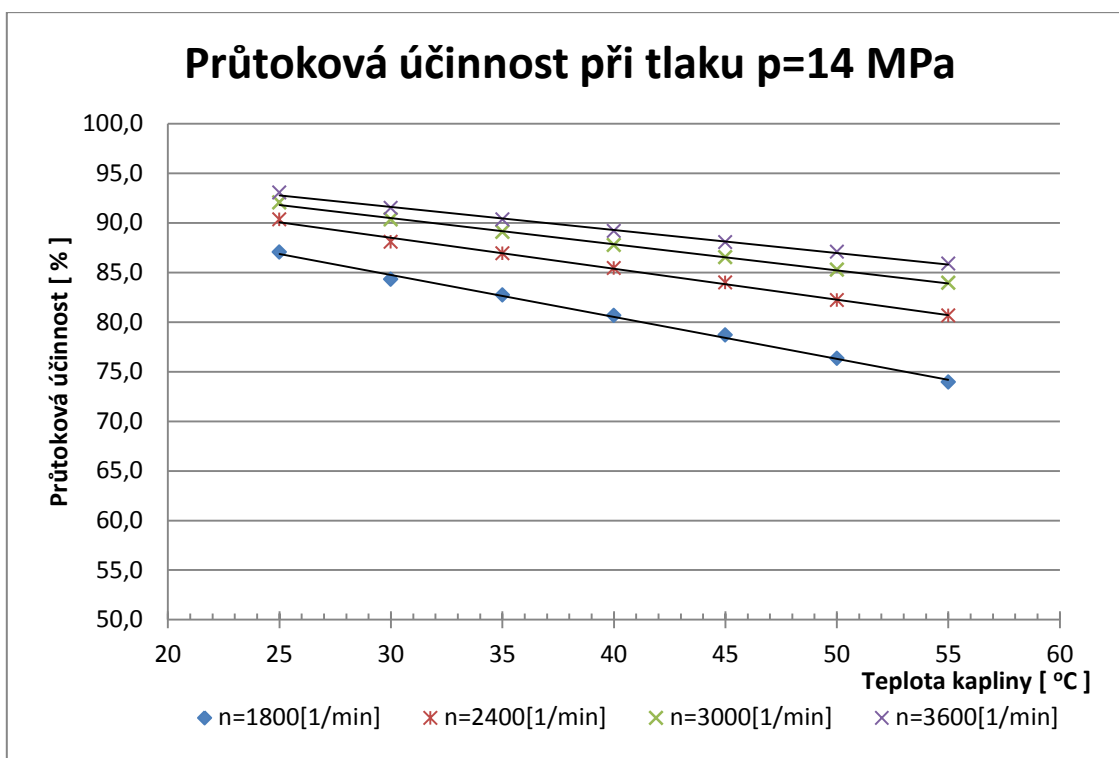


Obr. 13-19 Účinnost HG bez netěsnosti



Obr. 13-20 Účinnost HG s netěsností

Diagnostika hydraulických soustav letadel



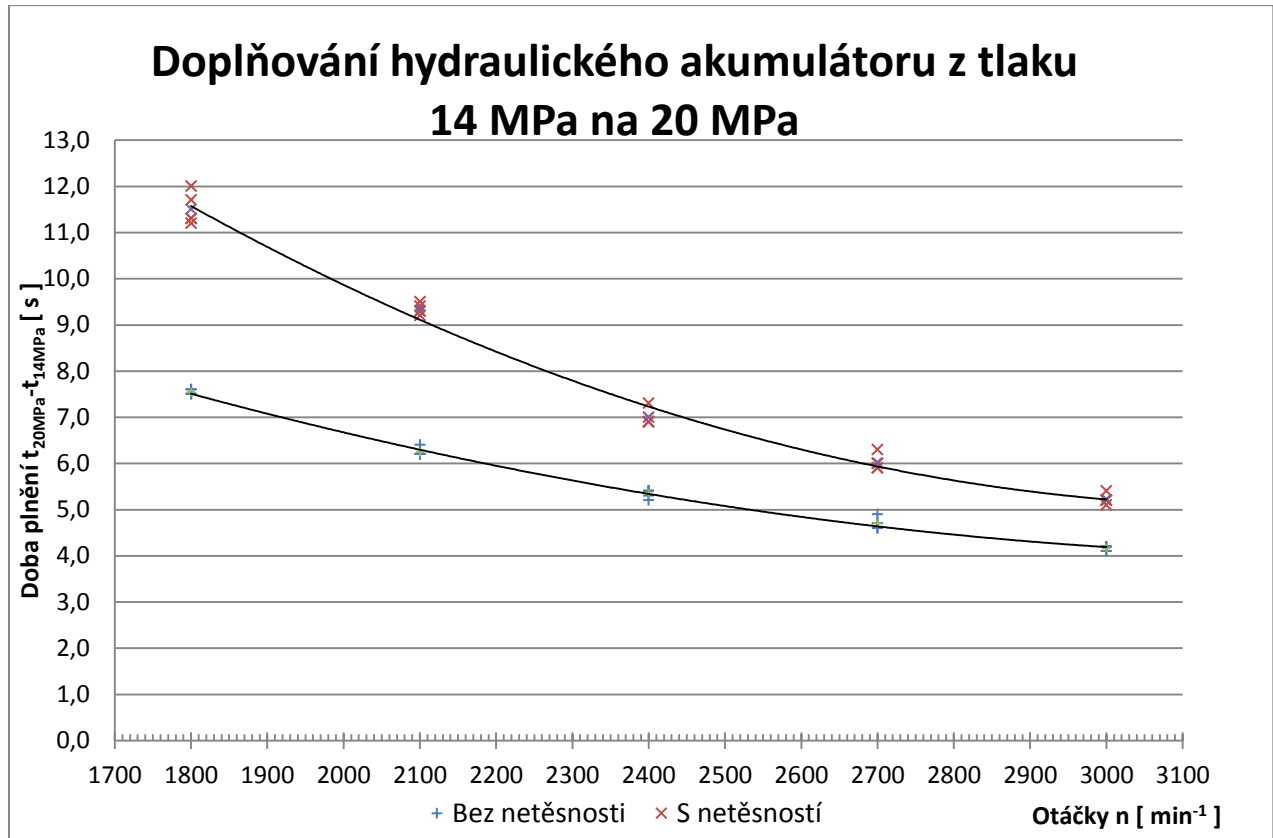
Obr. 13-21 Závislost průtokové účinnosti na teplotě kapaliny

13.4 Čas doplňování hydraulického akumulátoru

Za účelem posouzení času doplňování hydraulického akumulátoru jako diagnostického parametru, bylo provedeno měření pro 1800, 2100, 2300, 2700 a 3000 ot/min. Po změření času doplňování akumulátoru bez simulované netěsnosti bylo provedeno měření hydrogenerátoru s netěsností, která byla stejná jako v kapitole 13.3. Byly odečteny časy doplňování z tlaku 14MPa do 20MPa. Toto měření by bylo vhodné během letu, kdy dochází ke snížení tlaku soustavy po použití některého hydraulického prvku. Volba času doplňování daného tlakového rozdílu byla volena pro náš hydraulický stand. V praxi by volba tlakového rozsahu záležela na konkrétních parametrech soustavy.

Na obrázku 13-22 kde je zobrazena závislost doby doplňování hydraulického akumulátoru při měnících se otáčkách. Je patrný rozdíl v době plnění akumulátoru u hydrogenerátoru, na němž byla simulována vnitřní netěsnost a u hydrogenerátoru bez netěsnosti. Poměr doby doplňování akumulátoru s netěsností k době doplňování bez netěsnosti se se zvětšujícími otáčkami zmenšuje. Během měření nemohla být zkoušena vnitřní netěsnost dalších prvků hydraulické soustavy, ale z principu měření lze říci, že doba doplňování hydraulického akumulátoru je vhodná pro obecné hodnocení vnitřní netěsnosti hydraulického okruhu. Z této metody nelze přesně určit prvek s vnitřní netěsností, ale lze z ní vyvozovat, na zhoršení technického stavu soustavy vlivem vnitřní netěsnosti.

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 13-22 Měření doplňování hydraulického akumulátoru

1800 [min^{-1}]							
	T_{kap} [$^{\circ}\text{C}$]	$t_{14\text{MPa}}$ [s]	$t_{20\text{MPa}}$ [s]	$t_{20\text{MPa}} - t_{14\text{MPa}}$ [s]	\bar{x} [s]	s^2 [s^2]	s [s]
Bez netěsnosti	25,7	41,5	49,0	7,5	7,54	0,0024	0,0489898
	26,2	105,8	113,4	7,6			
	26,9	171,2	178,7	7,5			
	27,6	235,4	242,9	7,5			
	28,4	298,2	305,8	7,6			
S netěsností	31,5	507,3	518,6	11,3	11,50	0,092	0,303315
	32,3	578,3	589,6	11,3			
	33,1	650,9	662,1	11,2			
	33,9	728,7	740,4	11,7			
	34,7	806,6	818,6	12,0			

Tab. 13-1 Plnění hydraulického akumulátoru při $n=1800[\text{min}^{-1}]$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

2100 [min ⁻¹]							
Bez netěsností	T _{kap}	t _{14MPa}	t _{20MPa}	t _{20MPa} -t _{14MPa}	\bar{x}	s ²	s
	[°C]	[s]	[s]	[s]	[s]	[s ²]	[s]
	24,5	35,8	42,2	6,4	6,24	0,0064	0,08
	25,3	90,4	96,6	6,2			
	25,7	145,4	151,6	6,2			
	26,3	199,2	205,4	6,2			
27,1	253,5	259,7	6,2				
S netěsností	30,8	457,6	467,1	9,5	9,34	0,0104	0,1019804
	31,4	521,2	530,4	9,2			
	32,2	582,2	591,5	9,3			
	32,8	644,3	653,6	9,3			
	33,2	707,9	717,3	9,4			

Tab. 13-2 Plnění hydraulického akumulátoru při n=2100[min⁻¹]

2400 [min ⁻¹]							
Bez netěsností	T _{kap}	t _{14MPa}	t _{20MPa}	t _{20MPa} -t _{14MPa}	\bar{x}	s ²	s
	[°C]	[s]	[s]	[s]	[s]	[s ²]	[s]
	24,2	34,8	40,2	5,4	5,34	0,0064	0,08
	25,0	84,4	89,6	5,2			
	25,5	133,2	138,5	5,3			
	26,2	184,3	189,7	5,4			
27,0	236,7	242,1	5,4				
S netěsností	32,4	511,4	518,7	7,3	7,00	0,024	0,1549193
	33,4	568,2	575,2	7,0			
	34,0	625,1	632,0	6,9			
	34,7	688,6	695,5	6,9			
	35,3	742,2	749,1	6,9			

Tab. 13-3 Plnění hydraulického akumulátoru při n=2400[min⁻¹]

2700 [min ⁻¹]							
Bez netěsností	T _{kap}	t _{14MPa}	t _{20MPa}	t _{20MPa} -t _{14MPa}	\bar{x}	s ²	s
	[°C]	[s]	[s]	[s]	[s]	[s ²]	[s]
	25,0	27,9	32,6	4,7	4,70	0,012	0,1095445
	25,7	70,6	75,5	4,9			
	26,0	116,5	121,2	4,7			
	27,3	165,8	170,4	4,6			
28,2	211,2	215,8	4,6				
S netěsností	32,4	410,9	417,2	6,3	6,02	0,0216	0,1469694
	32,8	460,4	466,3	5,9			
	33,6	512,7	518,7	6,0			
	34,2	567,8	573,7	5,9			
	35,3	617,5	623,5	6,0			

Tab. 13-4 Plnění hydraulického akumulátoru při n=2700[min⁻¹]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

3000 [min ⁻¹]							
Bez netěsností	T _{kap} [°C]	t _{14MPa} [s]	t _{20MPa} [s]	t _{20MPa} -t _{14MPa} [s]	\bar{x} [s]	s ² [s ²]	s [s]
	27,2	25,2	29,3	4,1	4,16	0,0024	0,0489898
	28,2	68,3	72,5	4,2			
	28,5	112,9	117,1	4,2			
	29,2	158,3	162,5	4,2			
	30,3	202,4	206,5	4,1			
S netěsností	35,2	419,2	424,6	5,4	5,22	0,0096	0,0979796
	35,4	466,5	471,6	5,1			
	36,6	512,2	517,4	5,2			
	37,0	555,7	560,9	5,2			
	37,6	605,0	610,2	5,2			

Tab. 13-5 Plnění hydraulického akumulátoru při n=3000[min⁻¹]

Měření bylo opakováno pětkrát pro všechny otáčky.

Aritmetický průměr:

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (14.1)$$

Rozptyl:

$$s^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \quad (14.2)$$

Směrodatná odchylka:

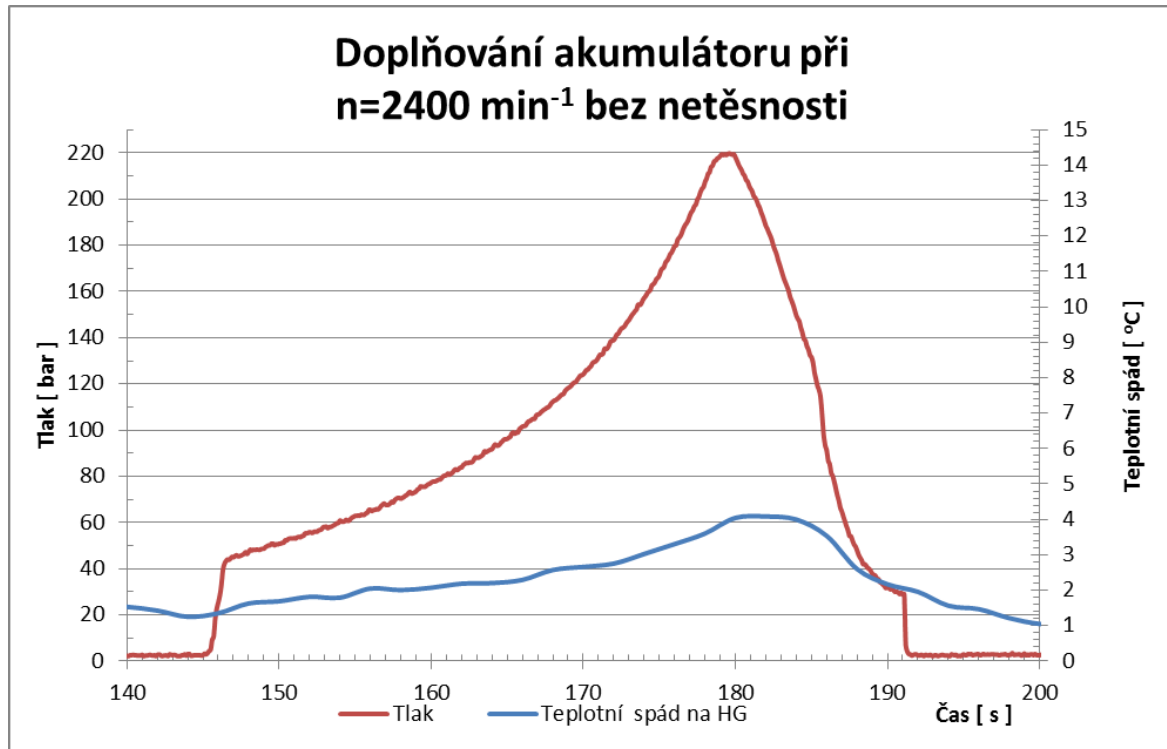
$$s = \sqrt{s^2} \quad (14.3)$$

13.5 Měření teplotního spádu na hydrogenerátoru

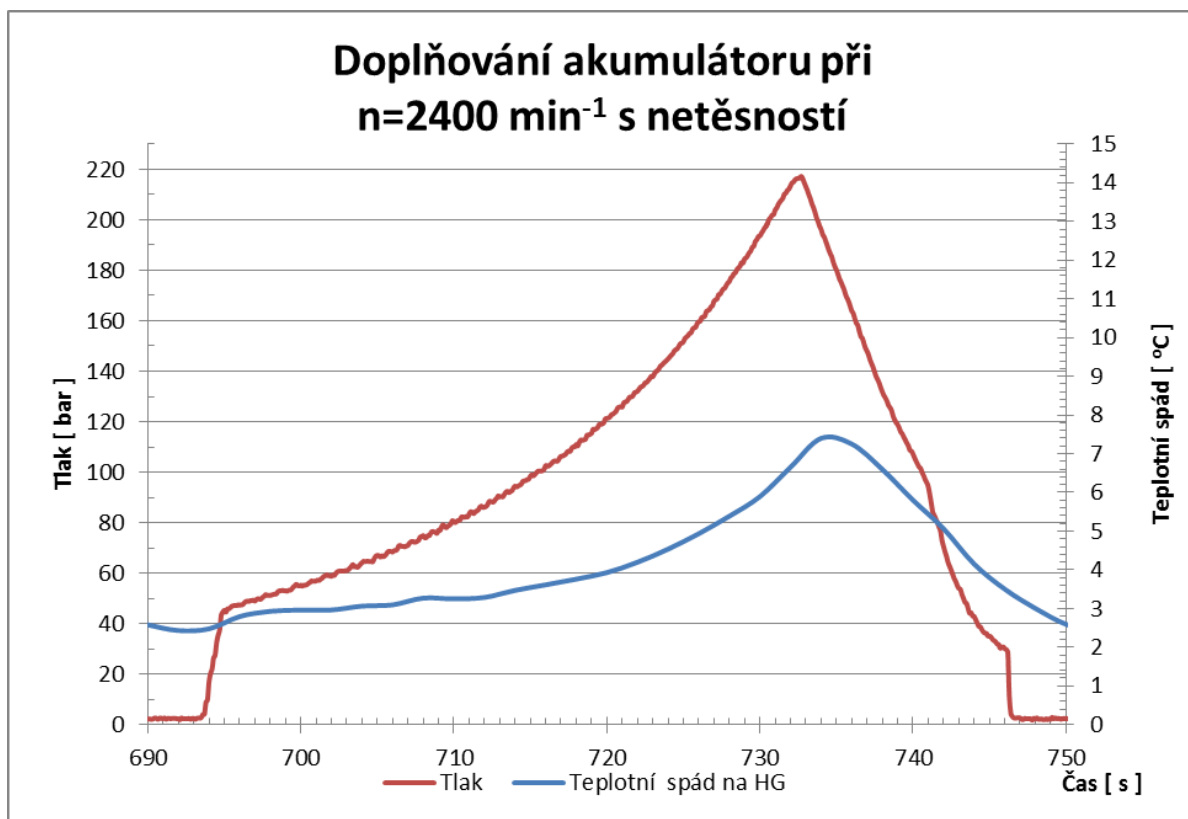
Na obrázcích 13-23 a 13-24 je uveden příklad měření teplotního spádu na hydrogenerátoru během doplňování hydraulického akumulátoru. Z grafů je patrné že u hydrogenerátoru se simulovanou vnitřní netěsností došlo k výraznému zvýšení teplotního spádu při vyšších tlacích. Metoda je vhodná pro stanovení vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru.

Tento parametr se jeví jako výhodný i u soustav ve kterých dochází po poklesu tlaku pod určitou úroveň k odtlakování akumulátoru. Těchto soustav využívají malá dopravní letadla s hydrogenerátory s konstantním geometrickým objemem, které jsou poháněná elektromotorem. Použití této metody je závislé na typu hydrogenerátoru a způsobu odvodu vnitřních netěsností. Aby se předešlo problému stabilizace teploty během měření, byl tlak na maximální hodnotě ponechán při každém měření 3 sekundy.

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 13-23 Měření teplotního spádu na HG bez netěsnosti



Obr. 13-24 Měření teplotního spádu na HG s netěsností

Diagnostika hydraulických soustav letadel**13.6 Vyhodnocení**

Měření na hydraulickém okruhu bylo zaměřeno na použitelnost parametru doby plnění akumulátoru a měření teplotního spádu na hydrogenerátoru pro hodnocení technického stavu hydraulické soustavy.

Z měření vyplývá, že parametr doby plnění hydraulického akumulátoru je použitelný pro informaci o zhoršování technického stavu hydraulické soustavy. V našem případě to bylo demonstrováno zavedením vnitřní netěsnosti na hydrogenerátoru, jemuž byla uměle simulována vnitřní netěsnost pomocí škrtícího ventilu. Velikost netěsnosti byla určena pomocí tlakové ztráty. Vzhledem k technickému uspořádání hydraulického stendu nemohla být netěsnost simulována na jiných prvcích soustavy a měření těchto parametrů je otázkou dalšího výzkumu a úpravy měřícího stendu.

Využití teplotního spádu na hydrogenerátoru pro měření vnitřní netěsnosti se jeví jako vhodný diagnostický parametr. Příklady měření teplotního spádu na hydrogenerátoru jsou na obrázcích 13-23 a 13-24, na nichž byl měřen teplotní spád během doplňování hydraulického akumulátoru.

V průběhu měření se jako problematické jeví nastavování vnitřní netěsnosti pomocí ručního škrtícího ventilu. Použití ručního škrtícího ventilu není ideální možností, jelikož má malou citlivost a velmi ovlivňuje průtokovou účinnost. Pro zachování konstantní vnitřní netěsnosti by bylo vhodnější nastavovat netěsnost pomocí clony. Ideálním příkladem by bylo měření několika hydrogenerátorů přímo z provozu s různými netěsnostmi. Při použití těchto diagnostických parametrů na letounu bude nutné provést nastavení hodnocení technického stavu diagnostikovaného prvku přímo na zkušební soustavě.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**14. ZÁVĚR**

Diagnostika palubních soustav je v současné době již neodmyslitelnou součástí provozu moderních letadel. V současné době se diagnostika ubírá směrem k palubní diagnostice, u které jsou po celou dobu provozu sledovaného systému shromažďována data přímo z provozu a následně vyhodnocována palubním počítačem, díky čemuž je možné provádět údržbu rychle a efektivně. Tyto výhody jsou bohužel vyváženy zvyšující se cenou a složitostí systému. I když je diagnostika oproti předešlým létům, díky rozvoji počítačové techniky na vyšší úrovni, stále nedosahuje ideálních parametrů a nezahrnuje všechny systémy letounu.

Jedním z nejkritičtějších prvků hydraulických soustav letadel je hydrogenerátor, proto byla tato práce zaměřena především na hodnocení jeho technického stavu. Jako perspektivní je jeví metoda měření teplotního spádu na hydrogenerátoru. Teplotní metoda hodnotí především průtokovou účinnost hydrogenerátoru, která je závislá na vnitřní netěsnosti, které je nejčastějším druhem poruchy hydrogenerátoru. Při této metodě se hodnotí účinnost hydrogenerátoru na základě měření teplotního a tlakového spádu při znalosti hustoty kapaliny a měrné tepelné kapacity kapaliny.

Práce navazuje na hodnocení účinnosti hydrogenerátoru v závislosti na vybraných vstupních parametrech a byla doplněna o přepočty změn těchto parametrů v průběhu letu. Cílem přepočtu je definice účinnosti hydrogenerátoru v závislosti na změně parametrů, které se mohou během letu měnit. Výsledkem je možnost přepočtu účinnosti měřené za letu na účinnost měřenou v laboratorních podmínkách u výrobce zařízení, jenž se od podmínek za letu liší.

Byl navržen zjednodušený model hydraulické soustavy letounu, a pro jednotlivé prvky soustavy byly navrženy diagnostické parametry umožňující hodnocení jejich technického stavu. Dále bylo doporučeno rozšíření základních diagnostických parametrů o měření teplotního spádu na hydrogenerátoru, měření doplňování hydraulického akumulátoru a sledování rychlosti poklesu tlaku v akumulátoru jako projev vnitřní netěsnosti hydraulické soustavy.

Poslední část disertační práce se zabývá měřením vybraných parametrů na zkušebním stendu za účelem hodnocení jejich použitelnosti pro diagnostiku hydraulické soustavy. Pro měření bylo použito měření teplotního spádu pro určení vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru a měření doby plnění hydraulického akumulátoru. Měření bylo provedeno pro hydrogenerátor bez netěsnosti a následně bylo opakováno na stejném hydrogenerátoru, na němž byla simulována vnitřní netěsnost za pomoci škrťacího ventilu. Vlivy netěsnosti na jiných prvcích hydraulické soustavy budou předmětem dalšího výzkumu. Měření bylo prokázáno, že doba doplňování hydraulického akumulátoru je vhodným diagnostickým parametrem. Při měření teplotního spádu na hydrogenerátoru bylo zjištěno, že tento parametr je vhodný pro určení vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru.

Práce navazuje na výzkum oblasti hydraulických soustav letadel, na kterém se podílel Letecký ústav FSI v Brně a firma Jihlavan a.s.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**LITERATURA**

- [1] MOIR I., SEABRIDGE A.: Aircraft Systems, Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration John Wiley & Sons, Ltd 2007
- [2] KOPÁČEK J.: Technická diagnostika hydraulických mechanismů, SNTL, Praha, 1990
- [3] KREIDL M.: Diagnostické systémy, Vydavatelství ČVUT, 1997
- [4] KREIDL M., ŠMÍD R.: Technická diagnostika BEN-Technická literatura, 2006 ISBN: 80-7300-158-6
- [5] FINDA J.: Metody stanovení rozsahu a periodicity údržby letadel a letadlových celků. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2008.138 s.
- [6] KRÁL M., PAŘÍZEK J., TŘETINA K.: Kontrola technického stavu a spolehlivost letecké techniky, VAAZ 1985
- [7] PIVOŇKA J. A KOLEKTIV: Tekutinové mechanismy, SNTL – Nakladatelství technické literatury, Praha 1987
- [8] ZNAMIROVSKÝ K. A KOL.: Provozní spolehlivost strojů a agregátů SNTL – Nakladatelství technické literatury, Praha 1981
- [9] TŘETINA K.: Metodika sledování diagnostických parametrů hydraulické tlakové soustavy v provozu letadla, LU 32-2008-HSL.DE
- [10] Spolehlivost, skúšky a diagnostika leteckých hydraulických prvkov a sústav,: Súbor prednášok z odborného seminára, konaného vo VVLŠ SNP, Košice 1988
- [11] PROKEŠ J., DUBSKÝ Z.: Údržba hydraulických pohonů Čs. Vědecko-technická společnost, 1961
- [12] WALTERS R. B.: Hydraulic and electro-hydraulic servo systems, Iliffe, 1967
- [13] KINNISON H. A.: Aviation maintenance management, The McGraw-Hill companies, Inc. New York 2004, ISBN 0-07-142251-X
- [14] TŘETINA K.: Vztahy mezi technickým stavem a příznaky v hydraulických soustavách letadel LU 44/2006
- [15] PIVOŇKA J.: Tekutinové mechanismy SNTL – Nakladatelství technické literatury, Praha 1987

Diagnostika hydraulických soustav letadel

- [16] TŘETINA K.: Letadlové instalace I, VAAZ, 1986
- [17] TŘETINA K.: Letadlové instalace II, VAAZ, 1987
- [18] NEVRLY J.: Methodology of modeling fluid and lubrication systems, Oficjalna wydawnicza politechniki wroclawskiej, 2005, ISBN 83-7085-848-1
- [19] BAŠTA T.M.: Hydraulická zařízení v letadlech, Státní nakladatelství technické literatury, 1957
- [20] PACIGA, A. Tekutinové mechanismy. Bratislava, 1985, 284 s.
- [21] NOSKIEVIČ, J.: Mechanika tekutin: mechanika tekutin a termomechanika. 1. vyd. Praha: SNTL, 1987, 354 s. ISBN 80-214-2598-9.
- [22] TŘETINA K.: Letadlové systémy, VAAZ 1968
- [23] DVORAK L.: Vlastnosti tekutin, Vysoká škola báňská–Technická univerzita Ostrava, Ostrava 2010
- [24] SÝKORA A.: Nekonenční metody provozní diagnostiky hydraulických obvodů ženíjní techniky, Habilitační práce 1991
- [25] KOPÁČEK J., PAVLOK B.: Tekutinové mechanismy. 3. vyd. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, 2011, 151 s. ISBN 978-80-248-2405-5.
- [26] PAVLOK B.: Hydraulické prvky a systémy. 3. vyd. Ostrava: VŠB - Technická univerzita Ostrava, 154 s. ISBN 978-80-248-2983-8.
- [27] TŘETINA K.: Letadlové instalace III
VAAZ, 1988
- [28] NEPRAŽ F., NEVRLÝ J., PEŇÁZ V., TŘETINA K.: Modelování systémů s hydraulickými Mechanizmy, Vydal: Bosch Rexroth, spol. s r.o., 2002, ISBN 80-214-2187-8
- [29] TŘETINA K.: Měření a vyhodnocování parametrů hydraulické soustavy při simulaci změn jejího technického stavu, Letecký Ústav FSI VUT v Brně, 2007
- [30] ZBORNÍK ČSVTS, Spolehlivost, skúšky a diagnostika leteckých hydraulických prvkov a sústav, Košice 1988

Diagnostika hydraulických soustav letadel

- [31] KAMENÍK L.: Optimalizace hydraulického systému a jeho prvků pro malá dopravní letadla. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2012, 100 s, Vedoucí disertační práce doc. Ing. Karel Třetina, CSc.
- [32] KOPEC B.: Nedestruktivní zkoušení materiálů a konstrukcí, Akademické nakladatelství CERM s.r.o, Brno 2008, ISBN 978-80-7204-591-4
- [33] MOUBRAY, J.: Reliability-centred maintenance. 2nd ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2007, 423 s. ISBN 07-506-3358-1

Internetové zdroje

- [01] http://l-39.cz/KL-39_popis.html

Diagnostika hydraulických soustav letadel**PUBLIKACE AUTORA**

ZPRÁVY:

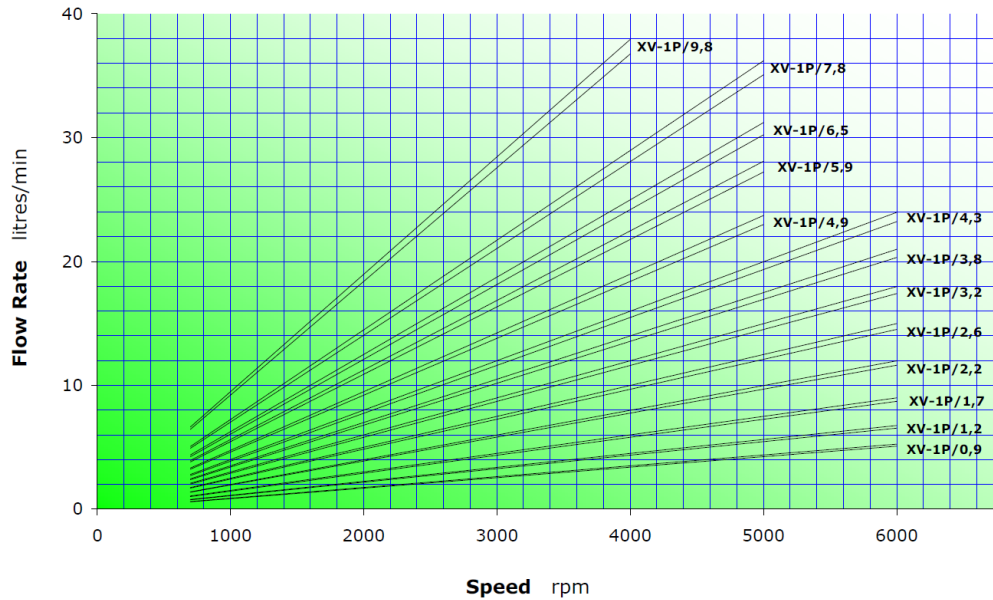
- [1] BENCALÍK K.: Předběžný koncepční návrh letounu VUT 051 RAY LU66-2009-RAY.AS; založeno k nahlédnutí na Vysokém učení technickém v Brně, Letecký ústav, 2009
- [2] VOREL P., BENCALÍK K.: Specifikace motoru letounu VUT 051 RAY VE03-2010-RAY.AS; založeno k nahlédnutí na Vysokém učení technickém v Brně, Letecký ústav, 2010
- [3] BENCALÍK K., PROCHÁZKA P., ČERVINKA D.: Předběžný návrh koncepce vodíkového pohonu letounu VUT 051 RAY, LU33-2011-RAY.SY, založeno k nahlédnutí na Vysokém učení technickém v Brně, Letecký ústav, 2011
- [4] PÍŠTĚK A., BENCALÍK K., HLINKA J., HORÁK M., WEIS M., ŠPLÍCHAL M.: Compliance Check List letounu VUT 051 RAY, LU25-2013-RAY.AW, založeno k nahlédnutí na Vysokém učení technickém v Brně, Letecký ústav, 2013
- [5] TŘETINA K., BENCALÍK K.: Pitot-statická soustava letounu VUT 051 RAY, LU23-2013-RAY.SY Letecký ústav; založeno k nahlédnutí na Vysokém učení technickém v Brně, Letecký ústav, 2013

ČLÁNKY:

- [1] JURECKA R., BENCALÍK K.: Airplanes with an electric motor, Aviation ISSN 1648-7788, 2012
- [2] PROCHÁZKA, P.; PAZDERA, I.; BENCALÍK, K. USAGE OF THE FUEL CELL-POWERED ELECTRIC DRIVE IN AVIATION. In Advanced Batteries Accumulators and Fuel Cells - 13th ABAF Book of Proceedings. Brno: Brno University of Technology, 2012. s. 351-358. ISBN: 978-80-214-4610- 6.
- [3] BENCALÍK K., TŘETINA K.: Using similarity numbers for diagnostics of aircraft hydrogenerator, Aviation ISSN 1648-7788

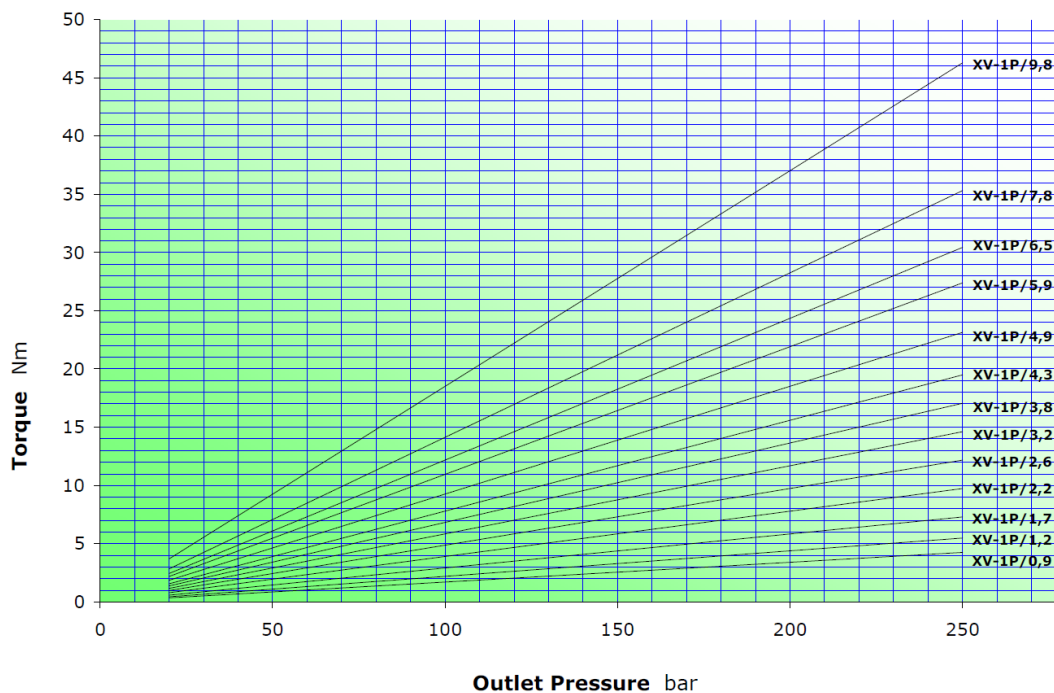
PŘÍLOHY

XV-1P CHARACTERISTIC FLOW RATE CURVES



Příloha 1 - Průtoková charakteristika hydrogenerátoru XV 1P z podkladů od výrobce

XV-1P MOTOR TORQUE



Příloha 2 - Momentová charakteristika hydrogenerátoru XV 1P z podkladů od výrobce

Diagnostika hydraulických soustav letadel

Prvek	Porucha	Projev	Příčina	Měření
HYDROGENERÁTOR	Netěsnost - vnitřní	Zvýšení teplotního spádu	Opotřebení	Teplotní spád
		Snížení tlakového spádu	Opotřebení	Tlakový spád
		Hromadění nečistot ve filtru	Nečistoty v kapalině	Vizuální kontrola filtru Doba plnění aku.
	Netěsnost - vnější	Úbytek kapaliny v nádrži	Špatná montáž	Kontrola náplně v nádrži
	Zadírání	Zvýšení teplotního spádu	Opotřebení	Teplotní spád
	Hromadění nečistot ve filtru	Nečistoty v kapalině	Vizuální kontrola filtru Tlakový spád	
	Vibrace -Tlakové pulzace		Vibrace	
Kavitace	Nízký tlak kapaliny na vstupu	(Porucha dodávacího čerpadla)	Tlak	
	Nedodává tlak	Prosycení kapaliny plynem	Tlakový spád	
	Pulzace tlaku			
Opotřebení ložisek	Vibrace			
	Hluk	Pitting	Vibrace	

Diagnostika hydraulických soustav letadel

HYDROGENERÁTOR	Nedostatek oleje	Nedodává tlak	Únik kapaliny	Kontrola náplně v nádrži
	Uzavřeno sací potrubí	Nedodává tlak	Ucpání sacího potrubí	Tlakový spád
	Netěsnost sacího potrubí	Nedodává tlak	Špatná montáž Únavové poškození	Tlakový spád
POJISTNÝ VENTIL	Předčasné sepnutí	Ventil se otvírá při nižším tlaku	Špatné nastavení ventilu Snížení tuhosti pružiny	Tlak
	Pozdní sepnutí	Ventil se otvírá při vyšším tlaku	Špatné nastavení ventilu	Tlak
	Netěsnost	Průtok kapaliny ventilem	Opotřebení	Doba plnění aku.
	Zadření	Ventil zůstane v otevřené	Špatné mazání Nečistoty v kapalině	Tlak
		Ventil zůstane v zavřené poloze	Špatné mazání Nečistoty v kapalině	Tlak
JEDNOSMĚRNÝ VENTIL	Netěsnost	Snižování tlaku za ventilem	Opotřebení	Tlak
	Ucpání	Omezený nebo žádný průtok	Nečistoty v kapalině	Tlakový spád
	Zablokování v ot. poloze	Nízký tlak v akumulátoru	Prasklá pružina	Tlak

Diagnostika hydraulických soustav letadel

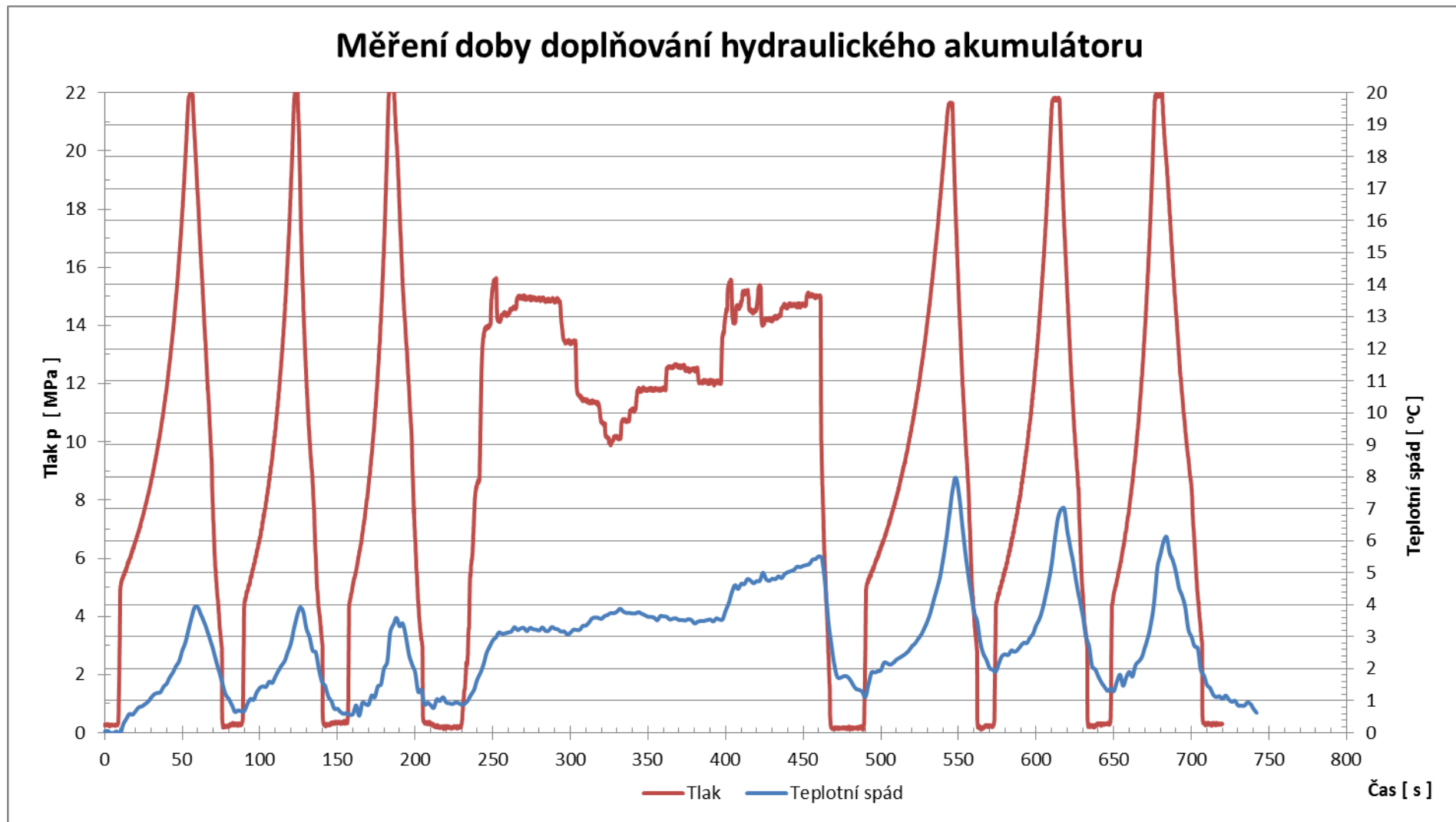
ŠKRTÍCÍ VENTIL	Ucpání	Zvýšení tlaku před ventilem	Nečistoty v kapalině	Tlakový spád
SERVOMECHANIZMUS	Netěsnost	Zvýšení tepelného spádu	Opotřebení	Teplotní spád
	Zadření	Hromadění nečistot	Nečistoty v kapalině	Tribo kapaliny
	Tuhost uložení	Kmitání ovládaného prvku	Mechanické porušení Vůle	
HYDROMOTOR	Netěsnost	Změna tlakového spádu	Opotřebení	Tlakový spád
	Zadření	Prodloužení doby pohybu	Hromadění nečistot	Teplotní spád Čas
AKUMULÁTOR	Netěsnost	Snížení tlaku v akumulátoru	Mechanické poškození	Tlak
	Průnik dusíku do kapaliny	Akumulátor nedodává tlakovou kapalinu	Protržení vaku	Tlak
FILTR	Ucpání	Změna tlakového spádu Signalizace na filtru	Nečistoty v kapalině	Tlakový spád Vizuální kontrola filtru
	Otevření přepouštěcího ventilu	Signalizace na filtru	Nečistoty v kapalině	
KAPALINA	Znečištění	Hromadění nečistot ve filtru	Opotřebení mech. částí obvodu	Vizuální kontrola filtru Tlakový spád

Diagnostika hydraulických soustav letadel

KAPALINA	Únik kapaliny	Úbytek kapaliny v nádrži	Špatná montáž Opotřebení	Kontrola náplně v nádrži
	Prosycení plynem		Netěsnost okruhu Prasklý vak akumulátoru	
POTRUBÍ	Ucpání	Pomalý posun pracovního válce	Nečistoty v kapalině	Čas
	Prasknutí	Ztráta tlaku v hydraulickém okruhu Úbytek kapaliny v nádrži	Špatná montáž Mech. Poškození	Tlak Kontrola náplně v nádrži
NÁDRŽ	Netěsnost	Úbytek kapaliny v nádrži	Špatná montáž Mechanické poškození	Kontrola náplně v nádrži
	Prasknutí	Úbytek kapaliny v nádrži	Mech. Poškození	Kontrola náplně v nádrži

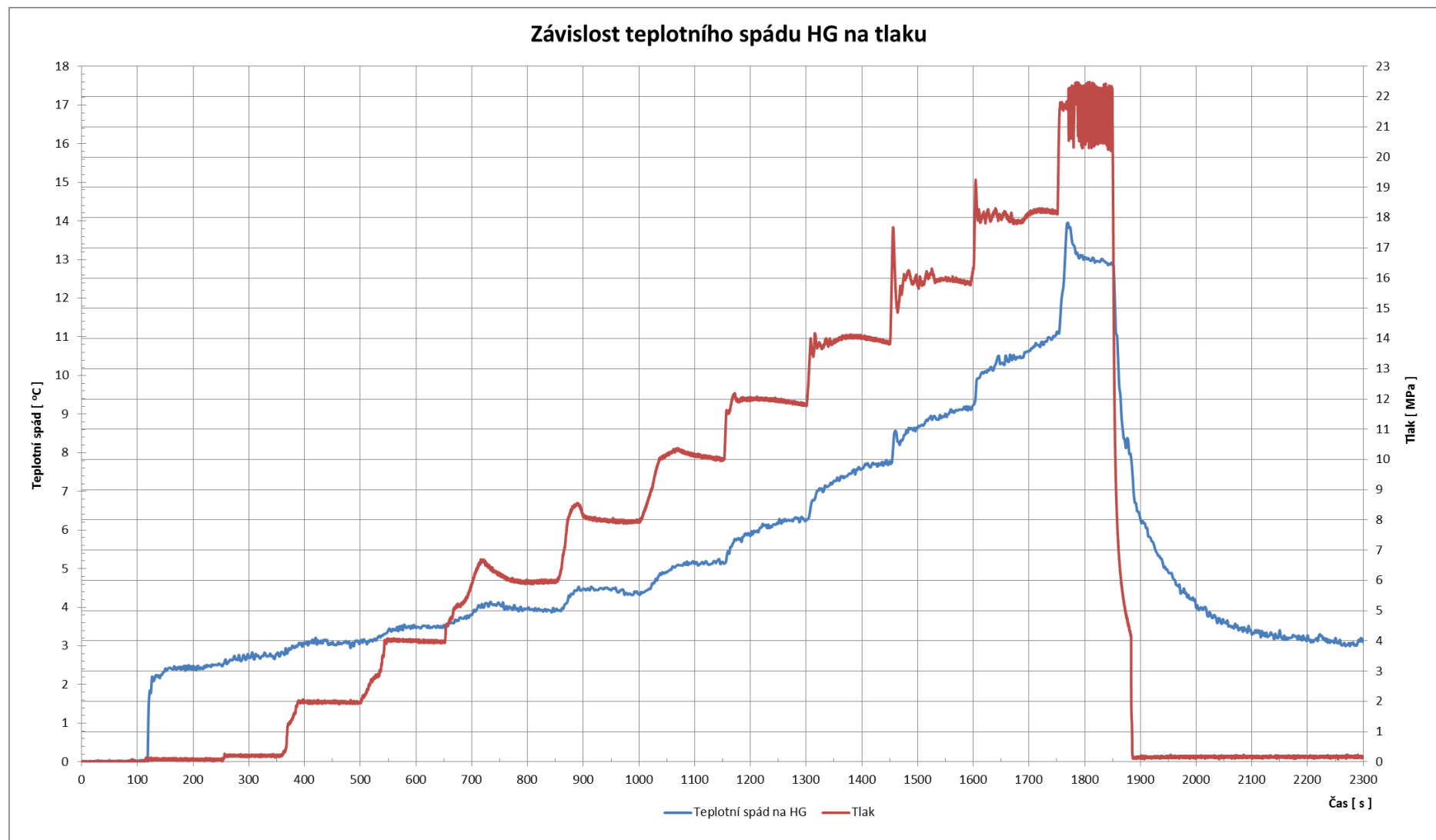
Příloha 3 – Tabulka poruch hydraulických prvků

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Příloha 4 - Měření doby doplňování hydraulického akumulátoru

Diagnostika hydraulických soustav letadel

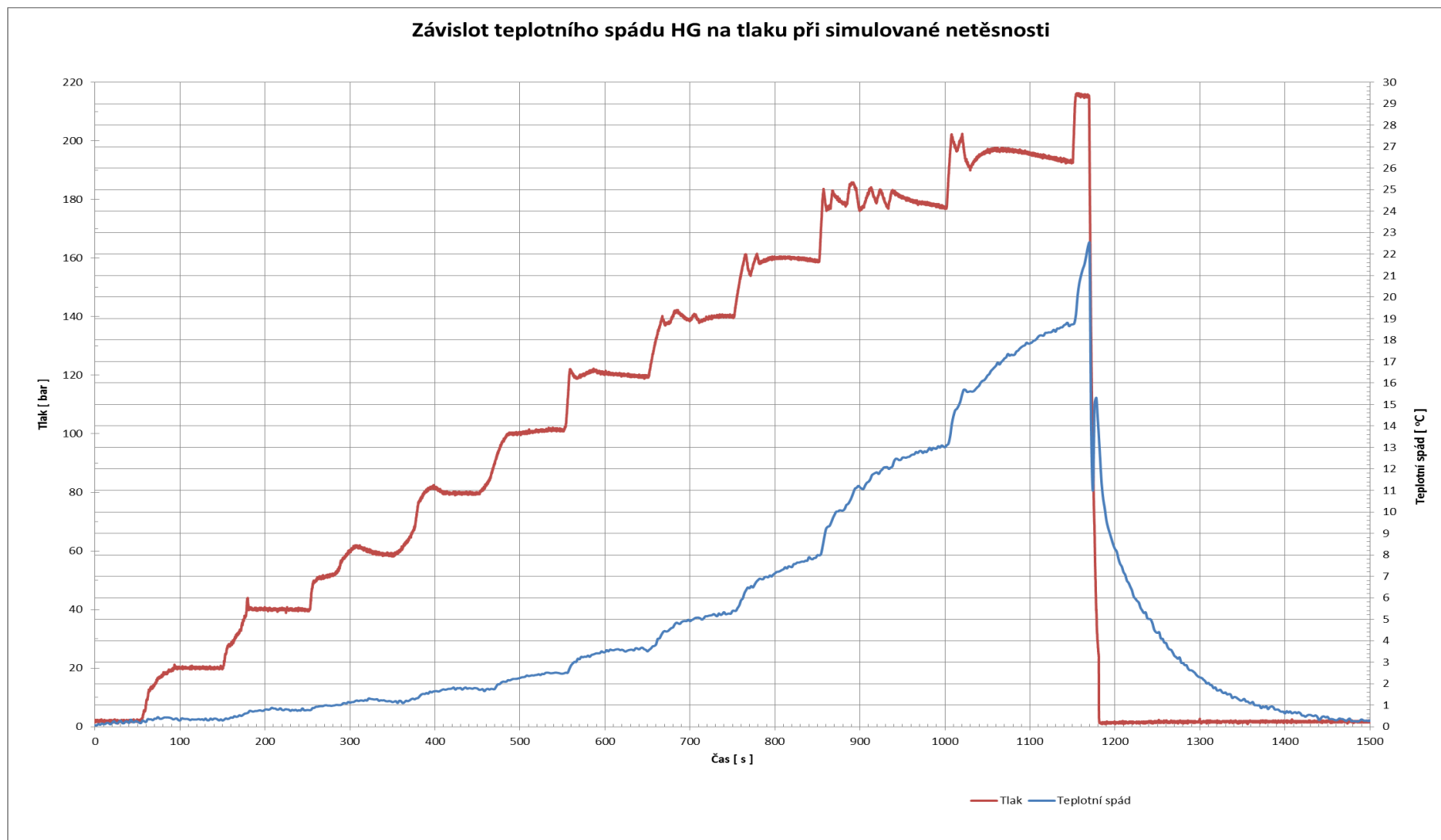


Příloha 5 - Měření teplotního spádu bez simulace netěsnosti

~ 99 ~

Ing. Karol Bencalík

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Příloha 6 - Měření teplotního spádu bez simulace netěsnosti

Diagnostika hydraulických soustav letadel**ŽIVOTOPIS**

Jméno: Karol Bencalík
Datum narození: 1. srpna 1982
Místo narození: Čadca
Email: bencalik@fme.vutbr.cz
Státní příslušnost: Česká republika

Dosažené vzdělání

- 2009 – dosud Doktorský studijní program v oboru Konstrukční a procesní inženýrství, specializace Stavba letadel, Letecký ústav, FSI VUT v Brně, Technická 2, Brno, 616 69
- 2007 – 2009 Prezenční forma studia magisterského studijního programu na Leteckém ústavu, specializace Stavba letadel, Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně, Technická 2, Brno, 616 69
- 2004 – 2007 Prezenční forma studia bakalářského studijního programu na Fakultě strojního inženýrství VUT v Brně, Technická 2, Brno, 616 69
- 2000 – 2004 Střední průmyslová škola a vyšší odborná škola technická, obor Počítačová grafika Sokolská 1, Brno

Zaměstnání

- 2012 – dosud Technický pracovník, Letecký ústav – odbor stavby letadel FSI VUT v Brně, Technická 2, Brno, 616 69
- 2011 Technický pracovník, Centrum leteckého a kosmického výzkumu FSI VUT v Brně, Technická 2, Brno, 616 69
- 2010 – 2011 Učitel – mechanika, Stavba a provoz strojů Soukromá střední průmyslová škola Břeclav, spol. s.r.o.

Vědecko-výzkumná činnost

Spoluřešitel grantového projektu FSI-S-12-4 s názvem Rozvoj metod zkoušení a diagnostiky moderních palubních soustav letadel, zahájení: 01.01.2012, ukončení: 31.12.2013