



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

TEZE DIZERTAČNÍ PRÁCE

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

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**Obsah**

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY	1
Abstrakt	3
Abstract	3
POUŽITÉ SYMBOLY	5
1. OBSAH PRÁCE	7
2. SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY	7
3. CÍLE PRÁCE	9
4. ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ	10
4.1 Podobnostní čísla	10
4.2 Vliv změny technického stavu hydrogenerátoru na teplotní a tlakové poměry v kapalině	11
4.3 Struktura diagnostické soustavy pro malý dopravní letoun	15
5. HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE	16
5.1 Využití teorie podobnosti pro přepočet veličit měřených za letu na veličiny snímané na zemi.	16
5.2 Experimentální ověření diagnostických parametrů	19
5.3 Diagnostika hydraulické soustavy pro malý dopravní letoun	24
6. ZÁVĚR	29
LITERATURA	30
PUBLIKACE AUTORA	31
ŽIVOTOPIS	32

Diagnostika hydraulických soustav letadel

POUŽITÉ SYMBOLY

γ	[K ⁻¹]	-	Součinitel tepelné roztažnosti
a	[ms ⁻¹]	-	Rychlost zvuku
c_p	[Jkg ⁻¹ K ⁻¹]	-	Měrná tepelná kapacita
E_k	[Pa]	-	Modul objemové pružnosti kapaliny
f	[s ⁻¹]	-	Frekvence
g	[ms ⁻²]	-	Tíhové zrychlení
K	[Pa]	-	Modul pružnosti kapaliny bez vzduchu
K_s	[Pa]	-	Izotermický modul pružnosti kapaliny
K_t	[Pa]	-	Adiabatický modul pružnosti kapaliny
l	[m]	-	Délka
m	[-]	-	Počet stavů
m	[kg]	-	Hmotnost
M_1	[Nm]	-	Vstupní krouticí moment
M_k	[Nm]	-	Krouticí moment
M_{kz}	[Nm]	-	Závěsový moment
N	[-]	-	Počet možných stavů soustavy
n	[s ⁻¹]	-	Otáčky
n	[-]	-	Polytropický exponent
n_E	[s ⁻¹]	-	Otáčky - ekvivalentní
p	[MPa]	-	Tlak kapaliny
P_1	[kW]	-	Příkon
P_2	[kW]	-	Výstupní výkon
P_G	[kW]	-	Výkon hydrogenerátoru
p_i	[-]	-	Pravděpodobnost
P_{vh}	[kW]	-	Výkon-vstupní-hydraulický
P_z	[kW]	-	Výkon ztrátový
P_{ztr}	[kW]	-	Výkon-ztrátový
Q	[m ³ s ⁻¹]	-	Průtok
q	[mm]	-	Polohové rozladění
R	[-]	-	Plynová konstanta
S	[m ²]	-	Plocha
s	[s]	-	Směrodatná odchylka
s^2	[s ²]	-	Rozptyl
S_p	[m ²]	-	Plocha pístu
T	[K]	-	Teplota
t	[s]	-	Čas
t_{14MPa}	[s]	-	Čas dosažení tlaku 14MPa
t_{20MPa}	[s]	-	Čas dosažení tlaku 21MPa
$t_{20MPa}-t_{14MPa}$	[s]	-	Čas plnění akumulátoru z tlaku 14MPa na 21MPa

Diagnostika hydraulických soustav letadel

u	$[\text{Jkg}^{-1}]$	-	Vnitřní energie kapaliny
V	$[\text{m}^3]$	-	Objem kapaliny
v	$[\text{ms}^{-1}]$	-	Rychlost
V_g	$[\text{m}^3]$	-	Geometrický objem
V_k	$[\text{m}^3]$	-	Objem kapaliny
V_p	$[\text{m}^3]$	-	Objem plynu
w	$[\text{Jkg}^{-1}]$	-	Měrná energie kapaliny
x	$[-]$	-	Počet prvků soustavy
x	$[\text{mm}]$	-	Okamžitá poloha posunutí šoupátka
X_i	$[-]$	-	Příznak
z_p	$[\text{mm}]$	-	Signál od pilota
β	$[\text{Pa}]$	-	Součinitel stlačitelnosti kapaliny
δ_k	$[^\circ]$	-	Výchylka kormidla
Δp	$[\text{MPa}]$	-	Tlakový spád
ΔT	$[\text{K}]$	-	Teplotní spád
η	$[-]$	-	Účinnost
η_G	$[-]$	-	Účinnost hydrogenerátoru
η_k	$[\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-1}]$	-	Dynamická viskozita kapaliny
η_M	$[-]$	-	Účinnost hydromotoru
η_p	$[-]$	-	Účinnost tlaková
η_Q	$[-]$	-	Účinnost průtoková
η_R	$[-]$	-	Účinnost rozvodu
ν	$[\text{m}^2\text{s}^{-1}]$	-	Kinematická viskozita
ρ	$[\text{kgm}^{-3}]$	-	Hustota kapaliny
τ	$[\text{MPa}]$	-	Tečné napětí
ω	$[\text{rads}^{-1}]$	-	Úhlová rychlost

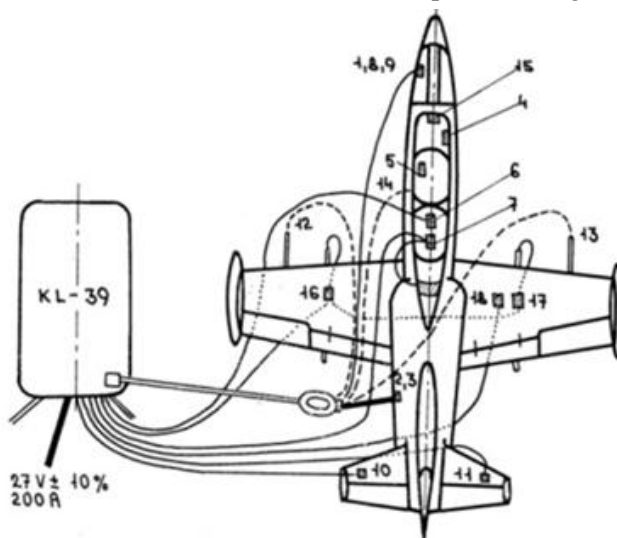
Diagnostika hydraulických soustav letadel

1. OBSAH PRÁCE

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 stanoveny základní požadavky a možnosti diagnostiky společně s návrhem inovace. Práce se zabývá návrhem postupu přepočtu účinnost měřené za letu na účinnost měřenou v laboratorních podmínkách, součástí práce je i návrh diagnostických parametrů pro malý dopravní letoun. Poslední část je věnována posouzení použitelnosti vybraných parametrů pro diagnostiku hydrogenerátoru, na kterém bude simulována vnitřní netěsnost.

2. SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

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. 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 pojiždění, ohybové zatížení křídla, hermetizace kabiny, počet vysunutí podvozku a vztakových klapek a počet vysunutí brzdících štítů. Diagnostický systém KL-39 (obr.2-1), 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.



Obr. 2-1 Schéma propojení KL-39 s letounem L-39 [6]

Diagnostika hydraulických soustav letadel

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. 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. V tomto případě by však byl vodný přepočít měřených parametrů snímaných za letu na podmínky na zemi. 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.

3. CÍLE 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 bude 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 bude zjistit vliv změny technického stavu hydrogenerátoru na teplotní a tlakové poměry v kapalině a to jak analytickým rozbořem, tak i experimentem založeným na metodě aktivního pokusu.

Třetím úkolem bude 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.

4. ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

4.1 Podobnostní čísla

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.

$$\eta = f(C, Q, V_g, n, p, M_k, c_p, \rho, T, \nu, E_k) \quad (4.1)$$

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 m⁻² 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.

$$\eta = C Q^a V_g^b n^c p^d M_k^e c_v^f \rho^g T^h \nu^i E_k^k \quad (4.2)$$

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

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

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

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

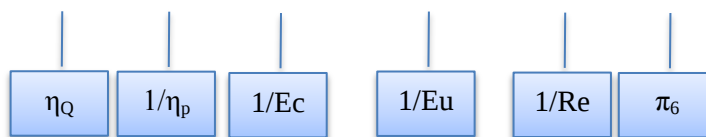
$$K: \quad 0 = -f + h$$

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

$$\eta = f \left(k, Q^a, V_g^{\frac{-3a-3e-2f+2g-2i}{3}}, n^{-a-2f+2g-i}, p^{-e-g-k}, M_k^e, c_v^f, \rho^g, T^f, \nu^i, E_k^k \right) \quad (4.3)$$

Diagnostika hydraulických soustav letadel

$$\eta = k \left(\frac{Q}{V_g n} \right)^a \left(\frac{M_k}{V_g p} \right)^e \left(\frac{c_v T}{V_g^{\frac{2}{3}} n^2} \right)^f \left(\frac{V_g^{\frac{2}{3}} n^2 \rho}{p} \right)^g \left(\frac{v}{V_g^{\frac{2}{3}} n} \right)^i \left(\frac{E_k}{p} \right)^k \quad (4.4)$$



$$\eta = f(\eta_Q^a, \eta_p^e, Re^i, Ec^f, Eu^g, \pi_6^k) \quad (4.5)$$

Pro Gů – Gůmbelovo číslo, platí, že:

$$G_{\text{ů}} = \frac{p}{v \rho n} = \frac{V_g^{\frac{2}{3}} n}{v} \frac{p}{V_g^{\frac{2}{3}} n^2 \rho} = Eu Re \quad (4.6)$$

Dále pak Ca - Cauchyho číslo je:

$$Ca = \frac{V_g^{\frac{2}{3}} n^2 \rho}{E_k} = \frac{V_g^{\frac{2}{3}} n^2 \rho}{p} \frac{p}{E_k} = Eu \pi_6 \quad (4.7)$$

$$\eta = f(\eta_Q, \eta_p, Ec, G_{\text{ů}}, Re, Ca) \quad (4.8)$$

4.2 Vliv změny technického stavu hydrogenerátoru na teplotní a tlakové poměry v kapalině

Jedním z kritických prvků hydraulických soustav je hydrogenerátor. Jeho aktuální technický stav je dán účinností. 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.

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{M_k 2 \pi n V_g} = \frac{Q}{V_g n} \frac{V_g \Delta p}{2 \pi M_k} = \eta_Q \eta_p \quad (4.9)$$

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. Objemová účinnost způsobují 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 hydrogenerátory) nebo může být odváděn zpět do nádrže (pístové hydrogenerátory). Objemová účinnost je nejvíce ovlivněna viskozitou kapaliny a částečně je i závislá na tlaku a otáčkách.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

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 hydrogenerátoru. 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.

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:

$$\eta_Q = \frac{Q_{teor} - Q_{ztr}}{Q_{teor}} = \frac{Q}{V_g n} \quad (4.10)$$

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. 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.

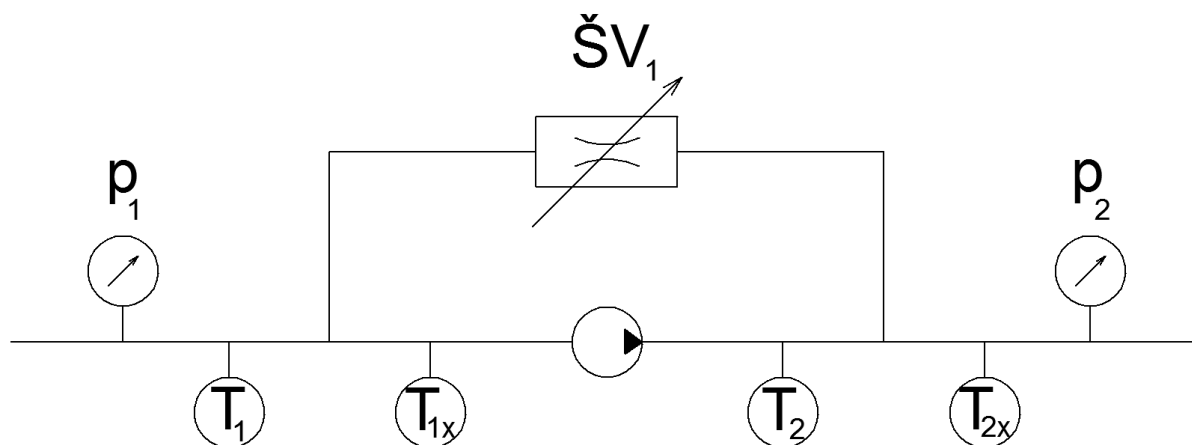
$$\eta_p = \frac{V_g (p_2 - p_1)}{2 \pi M_k} \quad (4.11)$$

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 škrcení 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

K rozboru měření 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 maximálním 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 2,2 kW který je ovládán frekvenčním měničem Micromaster 420. Hydraulická nádrž je typ LUN 6907.



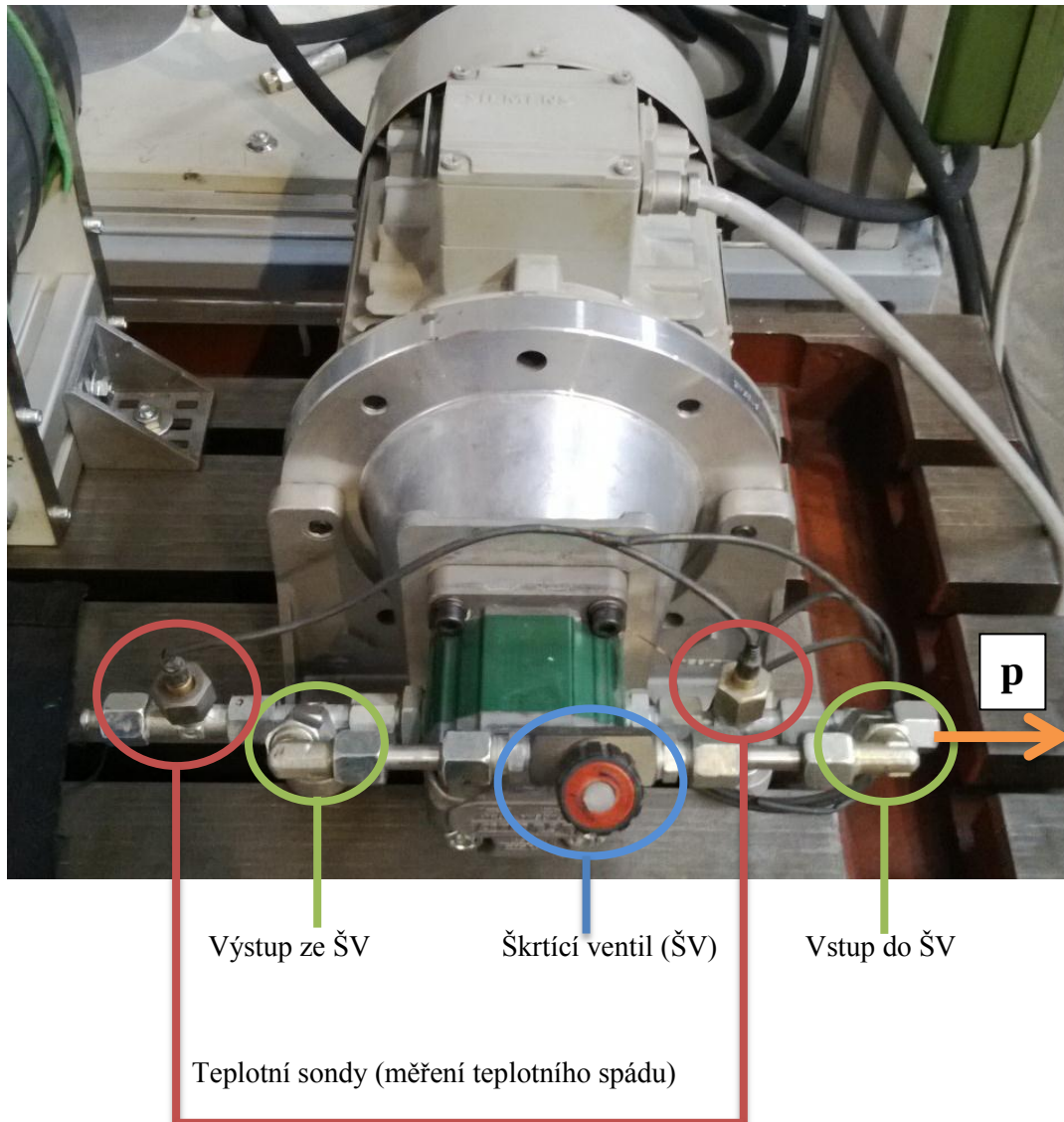
Obr. 4-1 Schéma možného rozmístění senzorů

V našem případě bude měření prováděno na zubovém hydrogenerátoru XV 1P –D/C. Bude provedena simulace vnitřní netěsnosti hydrogenerátoru za pomoci škrťacího ventilu (ŠV_1). 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.

K měření teplotního spádu na hydrogenerátoru lze použít několik míst pro umístění teplotních čidel (obr. 4-1). 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.

Diagnostika hydraulických soustav letadel



Obr. 4-2 Uspořádání zařízení pro měření hydrogenerátoru

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.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

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 škrcení a tím i k jejímu ohřevu. Tento ohřev je společně s tlakovým spádem na hydrogenerátoru indikátorem jeho účinnosti.

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.

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{M_k 2 \pi n} \quad (4.12)$$

Příkon hydrogenerátoru můžeme vyjádřit tepelnou hodnotou:

$$P_1 = m c_p \Delta T = Q_1 \rho_1 c_p \Delta T \quad (4.13)$$

Takže účinnost hydrogenerátoru lze vyjádřit [2] jako:

$$\eta_c = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q \Delta p}{Q_1 \rho_1 c_p \Delta T} = \frac{\Delta p}{\rho_1 c_p \Delta T} \quad (4.14)$$

Účinnost hydrogenerátoru lze tedy stanovit na buď na základě vzorce (4.12) 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. Hustotu kapaliny a měrnou tepelnou kapacitu lze v určitém rozsahu považovat za konstantní.

4.3 Struktura diagnostické soustavy pro malý dopravní letoun

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.

5. HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

5.1 Využití teorie podobnosti pro přepočet veličit měřených za letu na veličiny snímané na zemi.

V průběhu provozu i v průběhu letu se v rovnici (4.8) 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 přepočet stanovených hodnot účinnosti získaných při měření za letu, je nutné dodržet konstantní podobnostní čísla a tím zajistit podobnost jevů a přepočet účinnosti na standartní provozní podmínky. Podle rovnice (4.9) může být v průběhu letu zjištěna účinnost hydrogenerátoru:

$$\eta_L = \frac{P_2}{P_1} = \frac{Q (p_2 - p_1)}{M_k \omega} = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n M_k} \frac{V_g}{V_g} = \frac{Q}{V_g} \frac{V_g \Delta p}{n 2 \pi M_k} = \eta_Q \eta_p \quad (5.1)$$

kde výkony P_1 a P_2 jsou určeny při letových podmínkách. Pro stanovení účinnosti η dle rovnice (4.8), 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:

$$\eta = \eta_S Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta \quad (5.2)$$

Účinnost hydrogenerátoru při letových podmínkách:

$$\eta = \eta_L Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta \quad (5.3)$$

Pro přepočet účinnosti hydrogenerátoru s letových podmínek na podmínky standardní, je možné rovnice (5.1) a (5.2) vyjádřit ve vztahu

$$\frac{\eta}{\eta} = 1 = \frac{\eta_L Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta}{\eta_S Re^\alpha Ec^\beta G\ddot{u}^\gamma Ca^\delta} = \frac{\eta_L}{\eta_S} \left(\frac{Re_L}{Re_S} \right)^\alpha \left(\frac{Ec_L}{Ec_S} \right)^\beta \left(\frac{G\ddot{u}_L}{G\ddot{u}_S} \right)^\gamma \left(\frac{Ca_L}{Ca_S} \right)^\delta \quad (5.4)$$

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 standartních podmínkách. Při rozdílných podmínkách je nutné provést korekci.

Účinnost hydrogenerátoru je obvykle určena rovnicí (4.8), 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 $V_g = \text{konst.}$

Diagnostika hydraulických soustav letadel**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 $\nu[\text{m}^2\text{s}^{-1}]$ 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 (5.4) zjednodušit na tvar:

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{Re_L}{Re_S} \right)^\alpha = \eta_L \left(\frac{n_L \nu_S}{\nu_L n_S} \right)^\alpha = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{n_L \nu_S}{\nu_L n_S} \right)^\alpha = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (5.5)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou:

$$n_E = n_L \left(\frac{\nu_L n_S}{\nu_S n_L} \right)^\alpha \quad (5.6)$$

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.

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{Ec_L}{Ec_S} \right)^\beta = \eta_L \left(\frac{V_{gL}^{\frac{2}{3}} n_L}{c_{pL} T_L} \frac{c_{pS} T_S}{V_{gS}^{\frac{2}{3}} n_S} \right)^\beta = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{n_L}{c_{pL} T_L} \frac{c_{pS} T_S}{n_S} \right)^\beta = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (5.7)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou vyjádřeny pomocí:

$$n_E = n_L \left(\frac{n_S}{n_L} \frac{c_{pL} T_L}{c_{pS} T_S} \right)^\beta \quad (5.8)$$

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 (3.19) 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.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**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 5.4).

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{G_{\dot{U}_L}}{G_{\dot{U}_S}} \right)^{\gamma} = \eta_L \left(\frac{p_L}{\mu_L n_L} \frac{\mu_S n_S}{p_S} \right)^{\gamma} = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{p_L}{\mu_L n_L} \frac{\mu_S n_S}{p_S} \right)^{\gamma} = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (5.9)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou:

$$n_E = n_L \left(\frac{p_S}{\mu_S n_S} \frac{\mu_L n_L}{p_L} \right)^{\gamma} \quad (5.10)$$

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 (5.2) do tvaru:

$$\eta_S = \eta_L \left(\frac{Ca_L}{Ca_S} \right)^{\delta} = \eta_L \left(\frac{n_L^2 \rho_L E_{kS}}{n_S^2 \rho_S E_{kL}} \right)^{\delta} = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_L M_k} \left(\frac{n_L^2 \rho_L E_{kS}}{n_S^2 \rho_S E_{kL}} \right)^{\delta} = \frac{Q \Delta p}{2 \pi n_E M_k} \quad (5.11)$$

kde ekvivalentní otáčky jsou:

$$n_E = n_L \left(\frac{n_S^2 \rho_S E_{kL}}{n_L^2 \rho_L E_{kS}} \right)^{\delta} \quad (5.12)$$

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

5.2 Experimentální ověření diagnostických parametrů

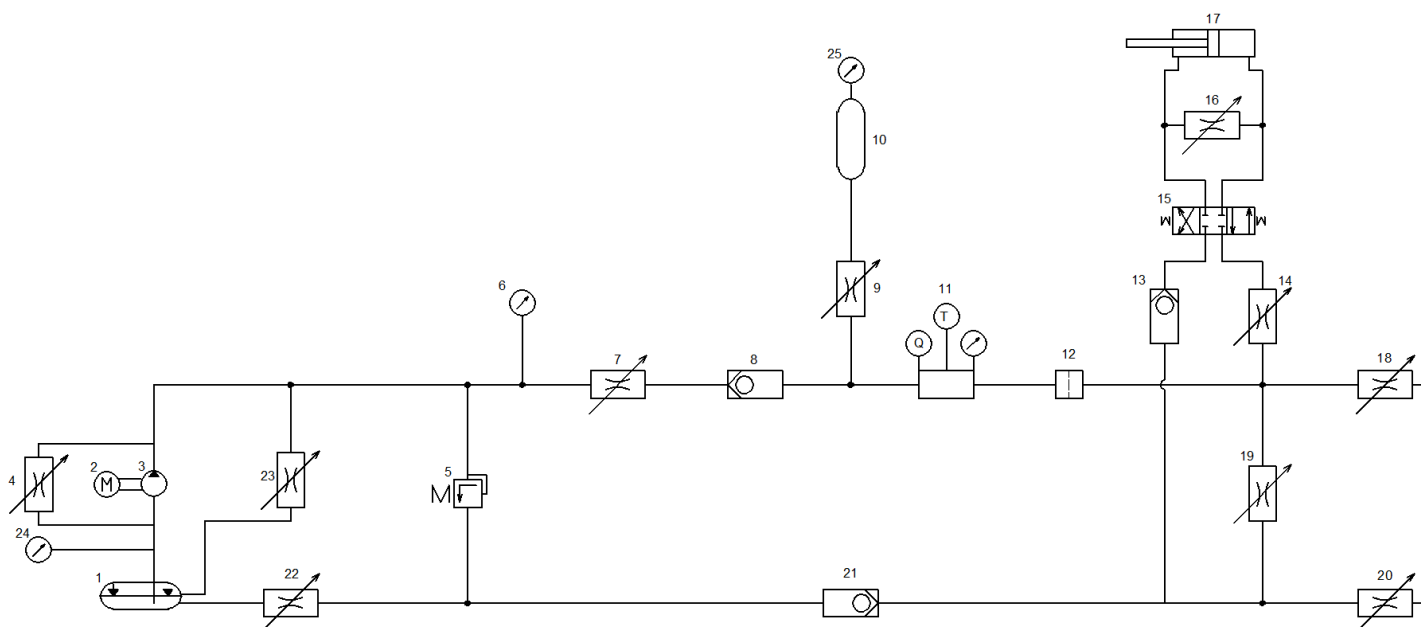
Hodnocení vybraných parametrů bude provedeno na základě experimentálního měření na výukovém standu. Hydraulický okruh, na němž probíhalo měření, byl sestaven z prvků běžně používaných v letadlových hydraulických okruzích letounů kategorie CS-23, nebo prvků principiálně podobných. Hydraulický okruh umožňuje 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. 5-1.

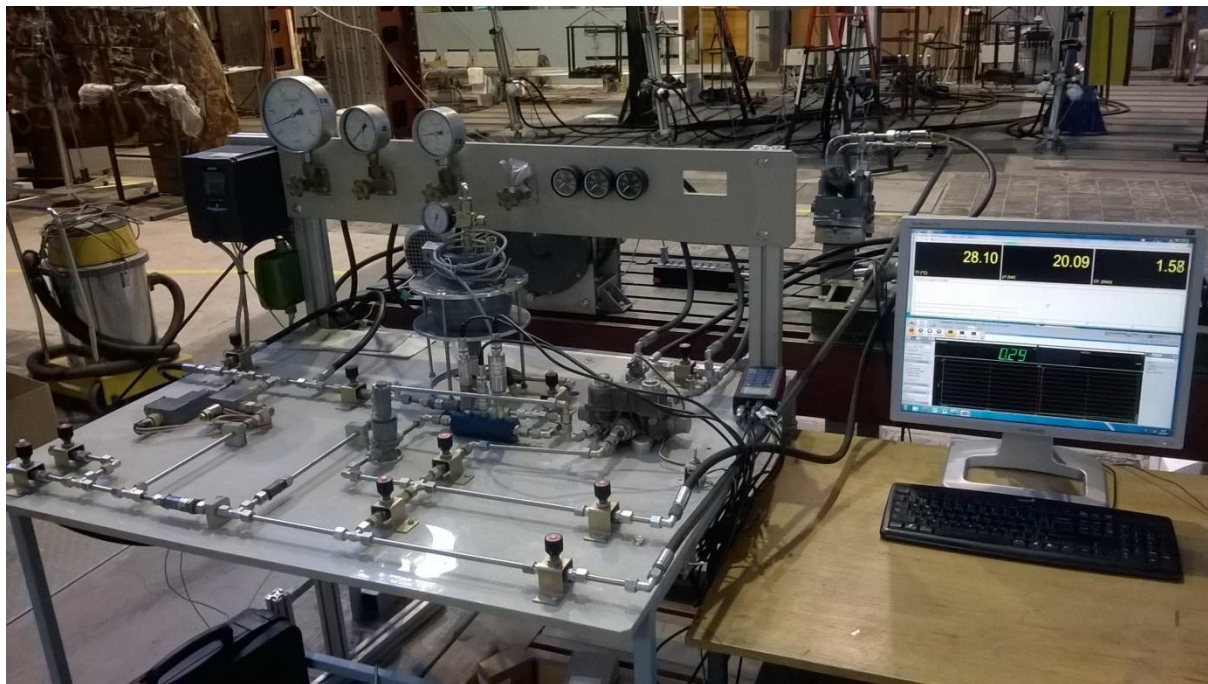
Za účelem zjištění výstupních parametrů soustavy frekvenčního měniče a elektromotoru, jež jsou vstupními parametry hydrogenerátoru, tedy otáčky a krouticí moment, byly změřeny charakteristiky této soustavy na dynamometru [29]. Po instalaci frekvenčního měniče a elektromotoru na dynamometr byly nastaveny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



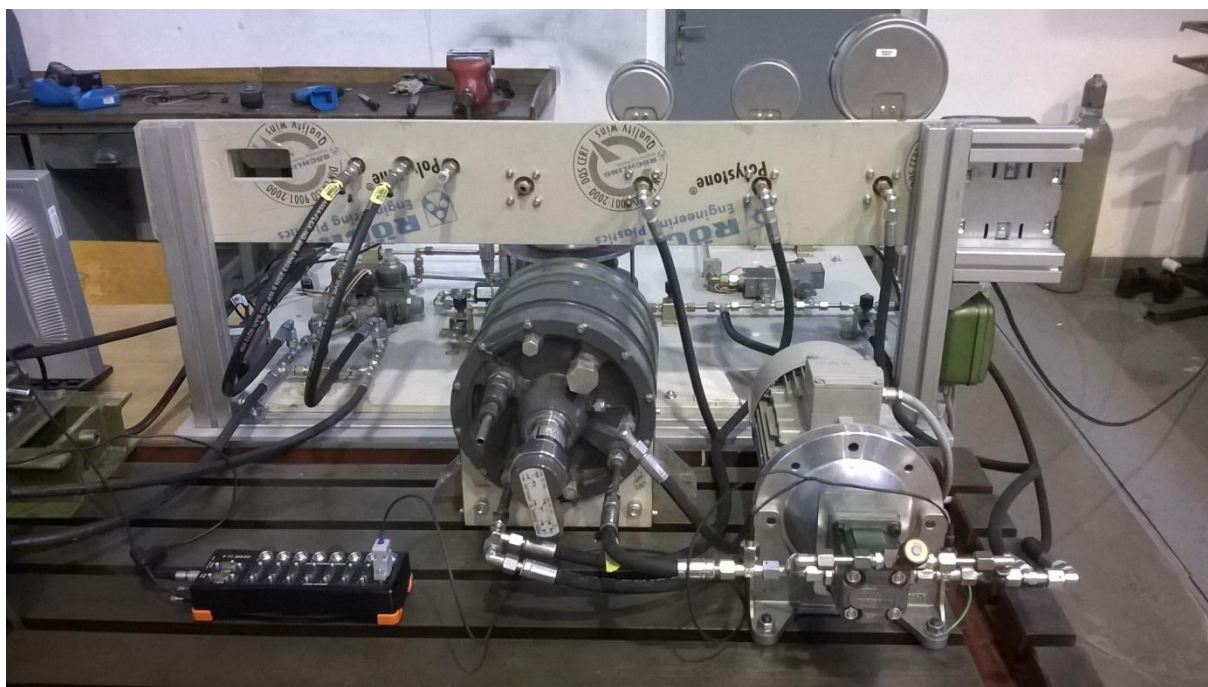
Obr. 5-1 Schéma měřicího standu

Diagnostika hydraulických soustav letadel

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



Obr. 5-2 Uspořádání hydraulického okruhu



Obr. 5-3 Uspořádání měření teplotního spádu hydrogenerátoru

Diagnostika hydraulických soustav letadel**Postup měření**

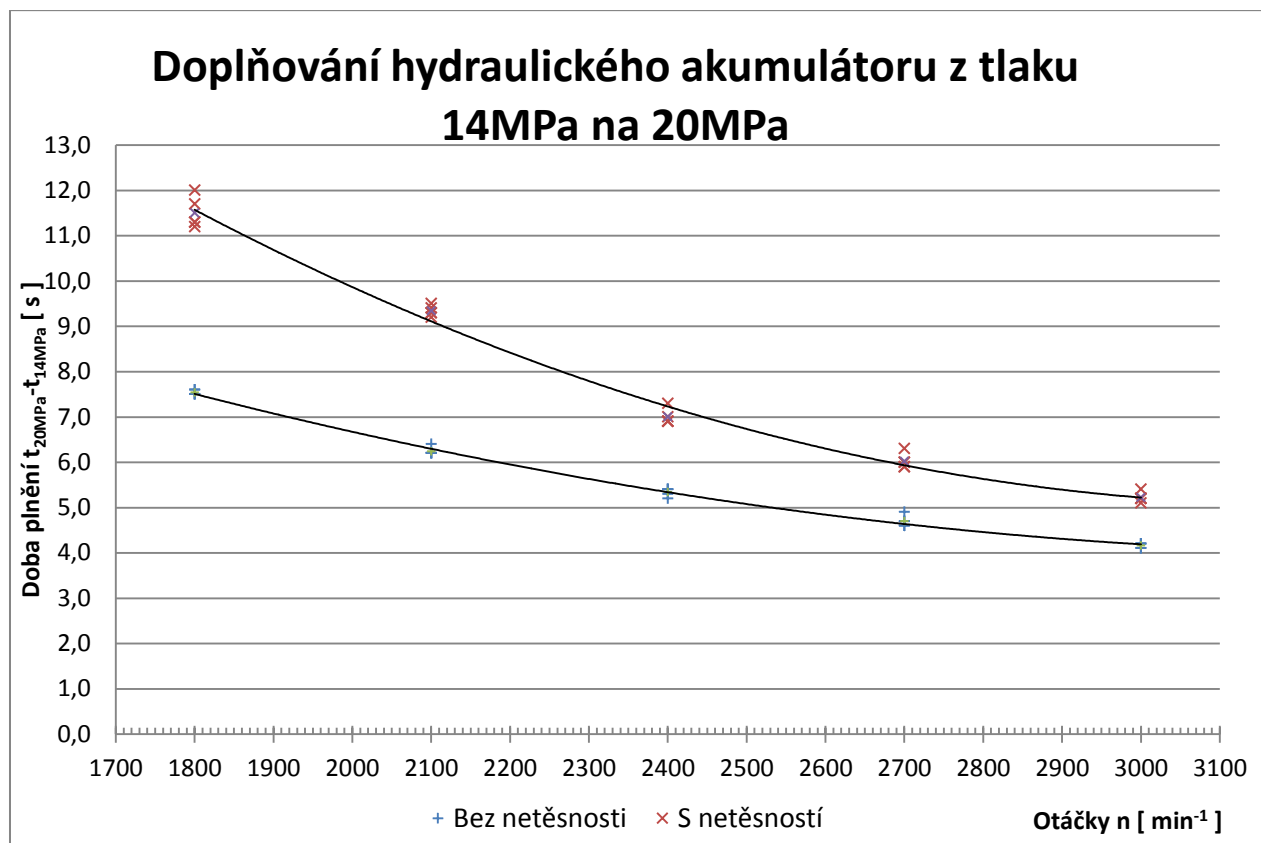
Bylo provedeno měření tlakové charakteristiky hydrogenerátoru a závislost doby plnění akumulátoru v závislosti na otáčkách. Měření bylo prováděno pro 1800, 2400 a 3000 ot/min. Otáčky byly nastavovány na měniči. Po změření charakteristik hydrogenerátoru byla simulována netěsnost hydrogenerátoru při $n=1800 \text{ min}^{-1}$ a nastaveném tlaku 15 MPa. Tlak v soustavě byl nastaven pomocí ventilu 19 obr. 6-1 a následný pokles tlaku na 12 MPa simulující netěsnost byl proveden otevřením ventilu 4 obr. 6-1. Po zavedení netěsnosti byly znovu měřeny charakteristiky. Poté byl odečten čas doplňování z tlaku 14 MPa na 20 MPa pro různé otáčky hydrogenerátoru.

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 předcházejícím odstavci. Byly odečteny časy doplňování z tlaku 14 MPa do 20 MPa. 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 5-4 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



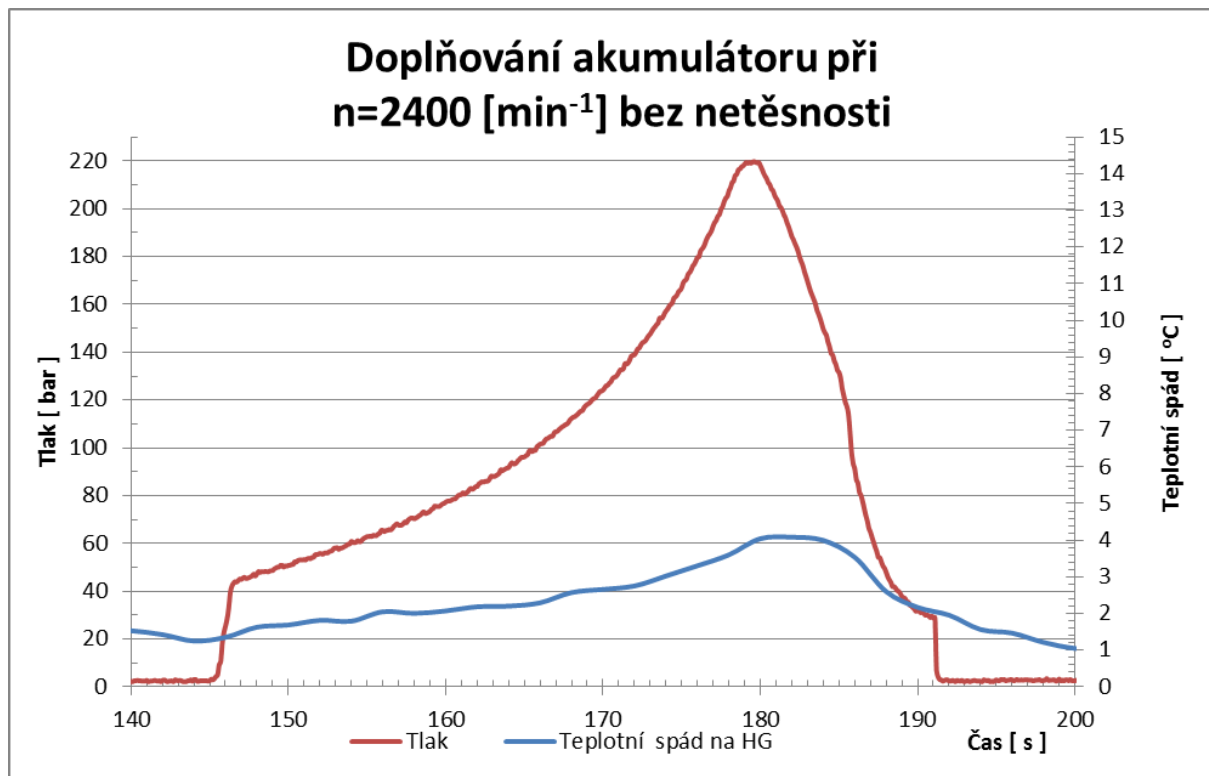
Obr. 5-4 Měření doplňování hydraulického akumulátoru

Měření teplotního spádu na hydrogenerátoru

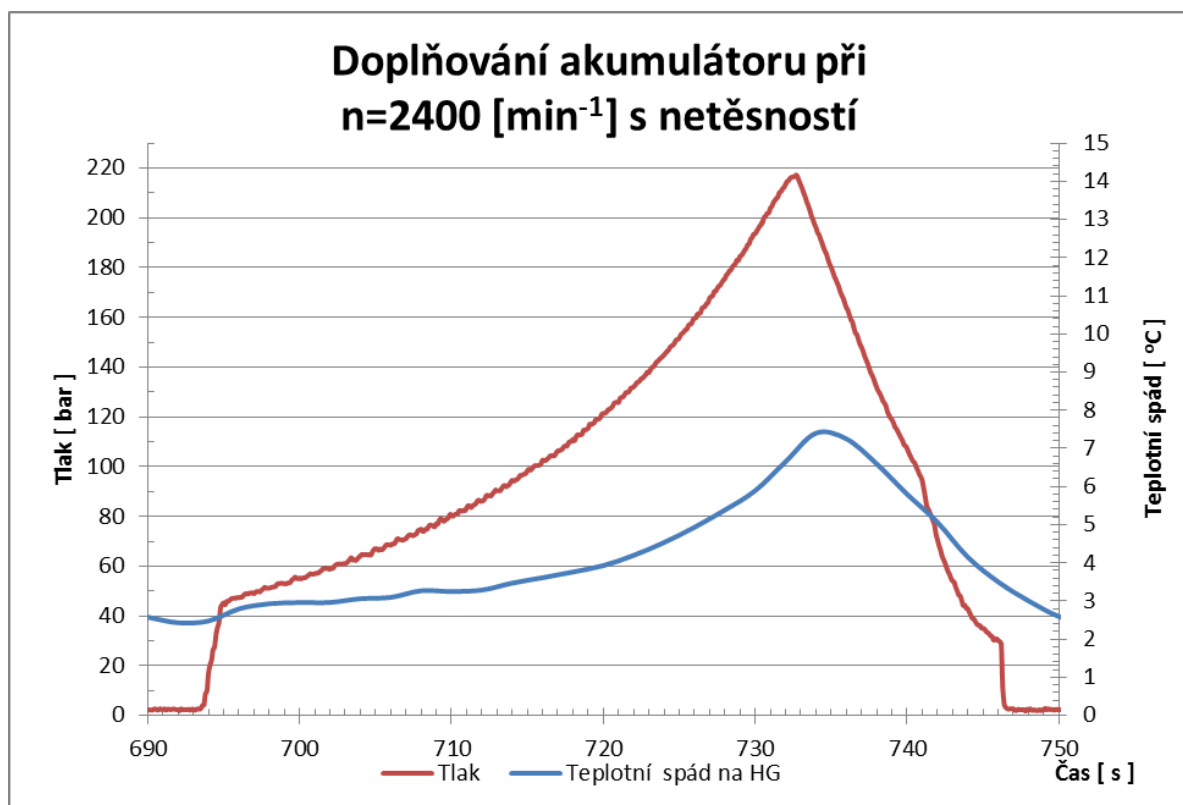
Na obrázcích 5-5 a 5-6 je uveden příklad měření teplotního spádu na hydrogenerátoru během doplňování hydraulického akumulátoru. Z grafů je patrné že u hydrogenerátoru se simulovanou vnitřní netěsností došlo k výraznému zvýšení teplotního spádu při vyšších tlacích. Metoda je vhodná pro stanovení vnitřní 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. 5-5 Měření teplotního spádu na hydrogenerátoru bez netěsnosti



Obr. 5-6 Měření teplotního spádu na hydrogenerátoru s netěsností

Diagnostika hydraulických soustav letadel

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 standu nemohla být netěsnost simulována na jiných prvcích soustavy a měření těchto parametrů je otázkou dalšího výzkumu a úpravy měřícího standu.

Využití teplotního spádu na hydrogenerátoru pro měření vnitřní netěsnosti se jeví jako vhodný diagnostický parametr. Příklady měření teplotního spádu na hydrogenerátoru jsou na obrázcích 5-5 a 5-6, 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.

5.3 Diagnostika hydraulické soustavy pro malý dopravní letoun

Byl navržen zjednodušený hydraulický okruh letounu pro letoun kategorie CS-23, který plní následující funkce:

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

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.

Diagnostika hydraulických soustav letadel

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 prvků

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.

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 a znečištěná kapalina 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.

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

Pojistný ventil

Pojistný ventil 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.

Jednosměrný ventil

Jednosměrné ventily 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 spouštění hydrogenerátoru.

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.

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.

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.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**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 příďového kola a brzdění hlavního podvozku.

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 stejnosměrná 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, 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.

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 šoupátky, při průtoku z tlakové větve do odpadu, se na zemi díky nulovému spádu neprojeví na rychlosti pístnice. Vliv rychlosti pístnice se projeví až za letu, a to rychlostí přestavení pístnice. Vlivem netěsnosti je část kapaliny odváděna do odpadu a rychlost pístnice je nižší. V případě použití hydraulických posilovačů na letounu, které má nezávislé ovládání plovoucích 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.

Diagnostika hydraulických soustav letadel**Výběr diagnostických parametrů**

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. Opotřebením 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

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 teplotní spád na hydrogenerátoru, měření doby doplňování hydraulického akumulátoru a rychlosti 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.

6. 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 bylo doplněno 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 standu 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 škrtícího ventilu. Vlivy netěsnosti na jiných prvcích hydraulické soustavy budou předmětem dalšího výzkumu. Měřením 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 strojniho 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
- [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,
Oficyalna 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

Diagnostika hydraulických soustav letadel

- [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, zkoušky a diagnostika leteckých hydraulických prvků a systémů, Košice 1988
- [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

PUBLIKACE AUTORA

- [1] JURECKA R., BENČALÍK K.: Airplanes with an electric motor, Aviation ISSN 1648-7788, 2012
- [2] PROCHÁZKA, P.; PAZDERA, I.; BENČALÍK, 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] BENČALÍK K., TŘETINA K.: Using similarity numbers for diagnostics of aircraft hydrogenerator, Aviation ISSN 1648-7788

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