

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Ivo Jebáček

LETOVÁ PEVNOSTNÍ MĚŘENÍ

IN FLIGHT STRESS MEASUREMENT

ZKRÁCENÁ VERZE PH.D. THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc

Oponenti: Prof. Ing. Antonín Čalkovský, CSc.
Doc. Ing. Milan Růžička, CSc.
Ing. Pavel Růžička, Ph.D.

Datum obhajoby: 10. 12. 2002

KLÍČOVÁ SLOVA

zkoušení letadel, za letu, snímání zatížení, složky zatížení, kalibrace tenzometrů, metodika měření za letu, měřicí systém

KEY WORDS

aircraft testing, in flight, measurement of loading, loading components, strain gauges calibration, methodology of in flight measurement, data acquisition system

MÍSTO ULOŽENÍ PRÁCE

oddělení pro vědu a výzkum FSI VUT v Brně

OBSAH

1 ÚVOD.....	5
2 OBSAH PRÁCE.....	6
3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY	7
4 CÍLE PRÁCE	10
5 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ.....	11
6 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE	11
6.1 Návrh měřicího systému	12
6.2 Aplikace navržené metodiky letových měření.....	14
6.2.1 Měření ohybových momentů na křídle letounu TL-96 Star.....	14
6.2.2 Měření složek zatížení VOP na letounu TL – 2000 Sting	19
7 ZÁVĚR.....	22
8 SUMMARY.....	24
8.1 State of the art of flight strength measurements	24
8.2 Selected process methods	25
8.3 Application of suggested methodology of flight measurements.....	25
8.4 Conclusion	27
9 LITERATURA	28
10 AUTOROVO CV	30

1 ÚVOD

Zkoušení letadel za letu je dnes rozsáhlým vědním oborem, jehož rozvoj je úzce spjat s celkovým rozvojem letectví.

Samostatným vědecko – technickým oborem se zkoušení letadel za letu stalo už ve dvacátých a třicátých letech tohoto století, kdy byla vytvořena ucelená teorie měření základních výkonů letounu a přepočtu naměřených hodnot na standardní podmínky. Za druhé světové války a v letech po ní byly především rozvíjeny metody měření letových vlastností. Na letoun byly aplikovány metody moderní teorie regulace zkoumající letoun jako prvek regulované soustavy. Příchod nových letounů s proudovými a raketovými motory si vynutil podstatné rozšíření teorie letových zkoušek.

Současně s rozvojem teorie rostly i požadavky na měření. Z původních jednoduchých výškoměrů, rychloměrů a teploměrů byly vyvinuty přesné přístroje umožňující registraci dat. Současná moderní technika umožňuje měřit během jednoho letu velké množství dat a šetřit tak nákladné hodiny letu prototypů.

Dnes je také vývoj a certifikace nového letounu nemožný bez letových měření. Většina letových zkoušek malých letounů se týká letových výkonů a vlastností. Ojediněle se v literatuře objevují i postupy měření spekter zatížení [21] pro hodnocení bezpečného života konstrukce. Skutečné zatížení částí konstrukce za letu s životností letounu úzce souvisí a návrhové zatížení se může vzhledem ke skutečnému lišit a do jisté míry ovlivnit i životnost konstrukce.

Z tohoto důvodu bylo na Leteckém ústavu vypsáno doktorské téma k řešení problematiky letových experimentů zaměřených na měření silových veličin. Předkládaná disertační práce má název *Letová pevnostní měření* a zabývá se volbou měřicí aparatury a postupy při osazování a cejchování tenzometrů na skutečných leteckých konstrukcích.

Během studia i následně po jeho ukončení byly neustále na Zkušebně letecké techniky Leteckého ústavu prováděny statické i únavové pevnostní zkoušky konstrukcí, při nichž byla možnost rozvíjet poznatky z hlediska tenzometrických měření. Při těchto zkouškách bylo nalepeno mnoho tenzometrů a byla změřena napjatost různých částí konstrukcí a v některých případech bylo možné naměřené výsledky porovnávat i s hodnotami vypočtenými metodou MKP [26].

V úvodu studia byla prostudována dostupná literatura, které je v této oblasti velmi málo, a další podklady z dané problematiky, které byly zpracovány do formy, která umožnila lépe se orientovat v dané problematice.

Během studia byla zdokonalena měřicí aparatura DAS 12, která získala ocenění Inovace roku 2001. K této aparatuře byl zkompletován systém snímačů pro měření veličin jako je např. násobek zatížení, teplota okolí, rychlost a výška letu. Byl vytvořen program „Postpro“, který umožňuje velmi dobře zpracovávat výstupní data z měřicí ústředny DAS 12 i pro velký počet naměřených vzorků. Toto byl jeden z prvních a velmi důležitých kroků k realizaci letových experimentů se zaměřením na silové veličiny.

Pro experimentální výzkum byly využity grantové projekty z pozice řešitele [5], [6], [7] a nyní probíhající grantový úkol Fondu vědy Fakulty strojního inženýrství s názvem „Měření vyvažovacího zatížení letounu TL-2000 Sting“.

Pro plnění cílů práce byla také důležitá spolupráce s těmito firmami: Vanessa air s.r.o., Mesit s.r.o., Evekter s.r.o., Moravan Airplanes a.s., TL Ultralight s.r.o., Fantasy air s.r.o., Fair s.r.o., ale i spolupráce s ČVUT Praha.

Celá práce je souborem poznatků z oblasti měření napětí i zatížení celých konstrukcí letounu, které je možné uplatnit při řešení letově pevnostních problémů. Předkládaná metodika nabízí postupy cejchování konstrukcí i možné varianty snímání různých typů složek zatížení.

2 OBSAH PRÁCE

Disertační práce nejprve popisuje způsoby a metody letově pevnostních měření v letectví a naznačuje jejich přínos. Je zde uveden stručný rozbor a porovnání nejpoužívanějších předpisů a požadavků z hlediska letu. Shrnutím této části práce je stav poznatků z letových měření. Je zřejmé, že letová měření jsou v největší míře používána k plnění požadavků předpisů a to jak na letové výkony a vlastnosti, tak i na únavovou životnost letounů.

Samotné výsledky práce jsou shrnuty v páté kapitole. V první části jsou popsány možnosti volby měřící aparatury. Jako možné a vhodné řešení se ukázalo vytvoření vlastní měřící ústředny DAS 12 a zkompletování řetězce snímačů pro měření základních charakteristik pohybu letounu. K této měřící ústředně patří i ovládací software stejně jako vyhodnocovací program „Postpro“, který umožňuje pohodlně zpracovávat velké naměřené soubory. V této části je uveden i příklad využití měřící ústředny DAS 12 a vyhodnocovacího software „Postpro“ pro měření vibrací palubní desky vrtulníku EC-120B.

V další kapitole je na teoretických podkladech zpracován výpočet kalibračních koeficientů pro tenzometrické aplikace a je vytvořena metodika cejchování konstrukcí.

Pokračováním metodiky cejchování konstrukcí je obecný návrh a doporučení osazení tenzometrů na konstrukcích pro získání různých typů složek zatížení. Mnohé doporučované postupy byly ověřeny v laboratořích na demonstračních konstrukcích a jsou zpracovány tak, aby napomáhaly řešení problémů při letově pevnostních měřeních.

Hlavní částí práce je aplikace navrhovaných postupů na konkrétním letounu a provedení letových měření. Tato měření byla provedena ve dvou případech. První bylo stanovení ohybových momentů v kořeni křídla malého sportovního letounu TL-96 Star. Naměřené hodnoty byly porovnány s vypočtenými ohybovými momenty při návrhu letounu.

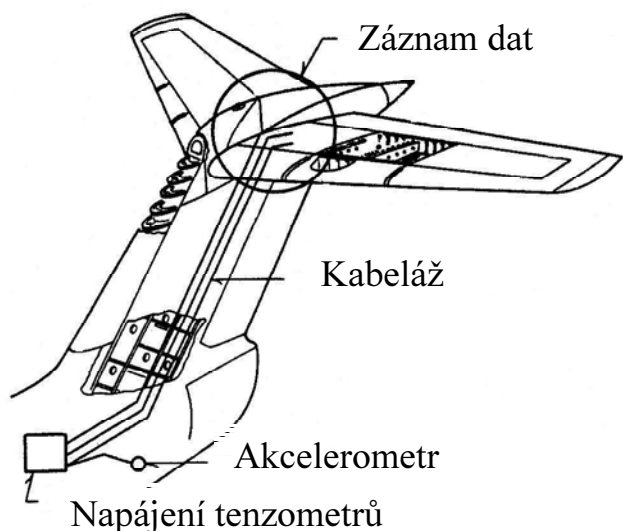
Druhé měření se zabývalo stanovením vyvažovacích sil na vodorovných ocasních plochách malého sportovního letounu TL-2000 Sting. Podle navržené metodiky byla konstrukce opeřena tenzometry a ocejchována. Naměřené výsledky byly opět porovnány s vypočteným vyvažovacím zatížením.

Lze konstatovat, že předkládaná práce na přijatelné úrovni popisuje metodiku cejchování a měření složek zatížení částí leteckých konstrukcí zahrnuje analýzy potřebné pro tato měření.

3 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

V současné době není mnoho literatury zabývající se měřením zatížení za letu. Vyplývá to z faktu, že tento typ zkoušek patří mezi vývojové a výrobce chrání své poznatky a metody. Většina dostupné literatury tedy pochází z článků uveřejněných na konferencích nebo časopisech, avšak většinou se jedná o obecný popis dané problematiky. Tyto články většinou pouze naznačují daný postup bez konkrétních čísel a dalších informací o dosažených výsledcích.

Vyjimku tvoří např. [3], kde se autoři zabývají měřením zatížení ocasních ploch v návaznosti na spektra zatížení. Článek popisuje měření různých parametrů a vytvoření databáze obsahující analýzu výsledků více než 2000 letů na jejichž základě budou stanoveny spektra zatížení. Jako vhodné řešení problému se ukazuje osazení ocasních ploch tenzometry a jejich následná kalibrace. K tomuto měření byl použit letoun Fokker 100. Byly zde zaznamenávány data z monitorovacího systému letounu (Aircraft Condition Monitoring System - ACMS) společně se záznamem dat který nebyl na ostatní systémy letounu vázán. Schéma umístění zařízení je na obr.1.



Obr. 1: Umístění zařízení v oblasti ocasních ploch letounu Fokker 100

Nosník stabilizátoru letounu byl osazen tenzometry, které měřily:

- ohybový moment na jedné polovině stabilizátoru
- symetrické složky ohybového momentu
- antisymetrické složky ohybového momentu

Celkově bylo nalepeno devět tenzometrických mostů. Tři smykové a šest ohybových, které byly instalovány do kořenové části stabilizátoru. Kalibrace proběhla ještě před zástavbou stabilizátoru do kýlové plochy. Kromě podélného zrychlení bylo měřeno i příčné zrychlení ke zkoumání možné korelace mezi antisymetrickým zatížením a příčným zrychlením.

K záznamu dat sloužil měřicí systém SPECTRAPOT-4C. Po filtraci a vzorkování signálu byly hledány maxima a minima v oblasti dané rozměrem filtru.

Monitorovací systém letounu definoval tyto části letu:

před letem
start motoru
pojíždění před vzletem
vzlet
stoupání
přeprava
přiblížení a přistání
opuštění VPD
pojíždění

Z uvedeného vyplývá, že se jedná o poměrně složitý systém záznamu a sběru dat ze dvou zařízení, které se pak slučuje a vyhodnocuje. Rovněž vyhodnocení jednotlivých letů je komplikovanější záležitost a je zřejmé, že se vyplatí jen pro komerčně využitě typy letounů.

Jednodušší příklad hledání spekter zatížení letounu je uveden v [21]. Jedná se o postup stanovení bezpečného únavového života (SAFE-LIFE). Proces jeho stanovení je znázorněn blokovým schématem na obr. 2.

Rozhodujícím vstupním parametrem pro stanovení bezpečného únavového života je objektivní stanovení spekter zatížení letounu. Protože provoz sportovních akrobatických letounů vykazuje značný rozptyl, je zapotřebí stanovit bezpečná průměrná spektra zatížení letounu, která nebudou s vysokou pravděpodobností u žádného provozovatele překračována. Na základě těchto skutečností vznikl požadavek na výrobu registračního akcelerometru. Cílem je, aby tento registrační přístroj byl zabudován v každém letounu a tak byl dlouhodobě sledován jejich provoz.

Registrační jednotka AMU1 je malá a použitelná pro široký rozsah okolních teplot a výšek. Rozsah zrychlení je $\pm 10g$ s rozlišovací schopností 0,01g a s frekvenčním rozsahem do 10Hz.

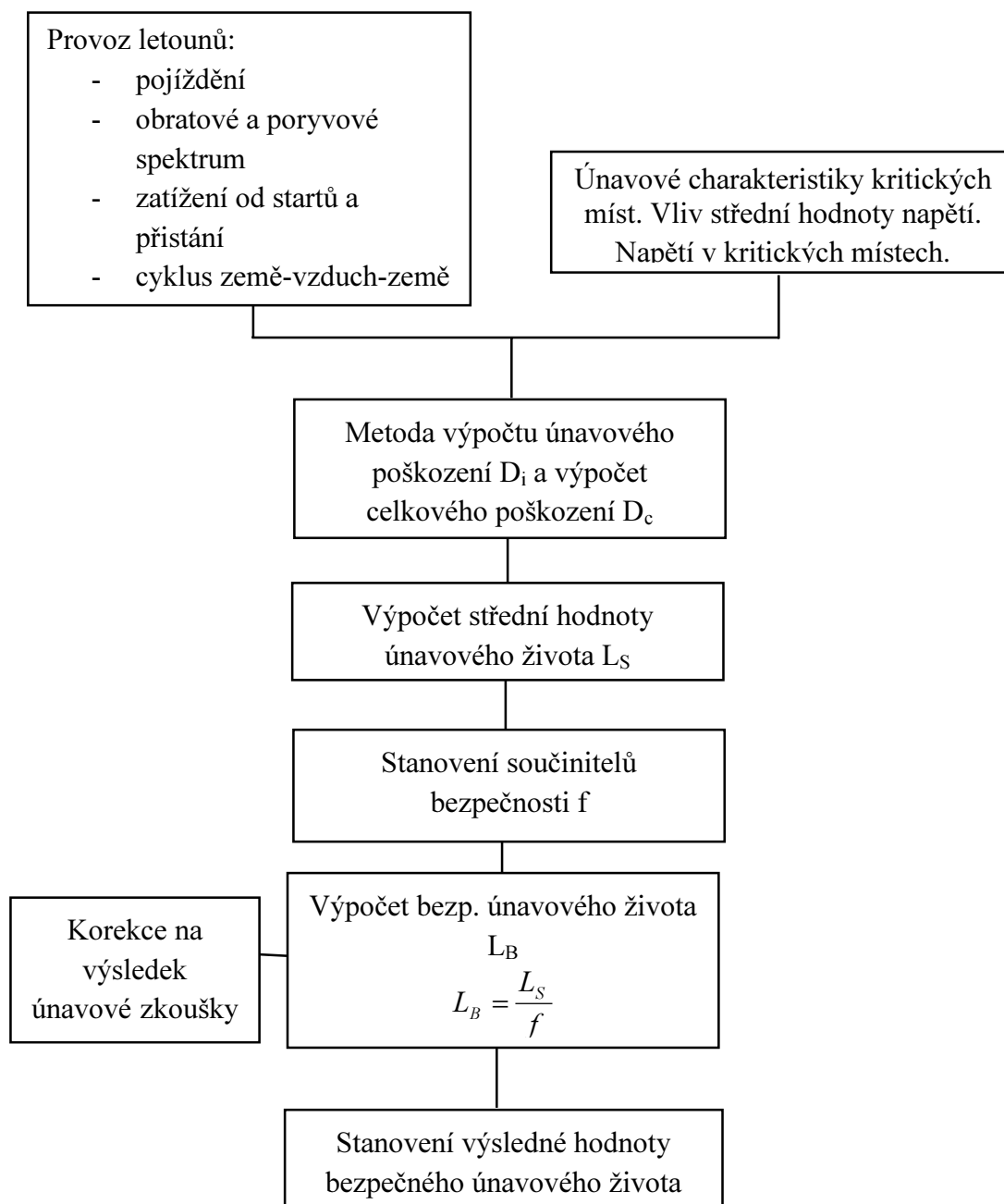
Tato registrační jednotka je umístěna na hlavní nosník v těžišti letounu a z toho vyplývá několik omezení:

- není možné počítat únavové poškození pro části primární konstrukce vzdálené od těžiště letounu jako jsou ocasní plochy, vnější křídlo, nebo motorové lože,

protože zde mohou být rozhodující zatížení od klonivých, klopivých nebo zatáčivých pohybů letounu

- není zde záznam okamžité rychlosti, výchylka kormidel, atd.
- není možné korelovat záznam násobku s časem
- není možné registrovat hmotnost letounu, která značně s násobkem ovlivňuje napětí v kritických místech konstrukce

Podobnou registrační jednotku se zaměřením pro ultralehké letouny vyrábí i firma TL - electronic z Hradce Králové s označením TL - 3412.



Obr. 2: Schéma stanovení bezpečného únavového života

Shrneme-li stav poznatků z letových měření lze říci, že v současné době se téměř každý výrobce letadel spadajících pod dohled Úřadu pro civilní letectví snaží mít vlastní letovou zkušebnu a ověřovací nebo vývojové zkoušky si provádí sám. Z tohoto důvodu je největší důraz kladen na zkoušky certifikační. Zkoušky vývojové nebo výzkumné pak bývají prováděny v malé míře.

V tuzemsku v současné době jsou největší zkušenosti s měřením závislosti násobek zatížení – napětí pro stanovení únavového života.

Většina ostatních prováděných zkoušek a zkušeností se váže k plnění požadavků z hlediska výkonů a vlastností definovaných v leteckých předpisech.. Každá letová zkušebna má pro jednotlivé certifikační zkoušky vypracovanou a schválenou metodiku a postupy měření. V této metodice jsou i stanoveny potřebné veličiny, které je nutné za letu měřit a z toho vyplývají nároky na měřicí aparaturu.

4 CÍLE PRÁCE

Prvním cílem práce bylo zmapovat stav v oblasti měření za letu s ohledem na zkoumání namáhání konstrukce.

Další důležitou oblastí byla možnost použití měřicí aparatury a potřebných snímačů pro měření za letu. V této části bylo nutné přihlídnout i k ceně takového zařízení.

Dále bylo třeba znát základní principy měření pevnostních veličin a zvládnout problematiku tenzometrických měření, elektrického zapojení a lepení tenzometrů. Letecký ústav na Zkušebně letecké techniky tenzometrická měření běžně prováděl a tak studovanou problematiku bylo možné přímo v praxi ověřit.

Shrnutí cílů práce:

- zhodnocení současného stavu v oblasti letově pevnostních měření, používané měřicí systémy, aparatury a metodiky
- zajištění vhodné měřicí aparatury včetně snímačů pro měření výšky, rychlosti a násobku zatížení letounu, případně dalších veličin
- návrh možností snímání zatížení na konstrukčních částech letounu
- ověření navržených postupů v praxi
- výsledky měření porovnat s teoretickými výpočty

Práce by měla přinést nové poznatky z oblasti letových měření a přispět k získání zkušeností s letově pevnostními měřeními.

5 ZVOLENÉ METODY ZPRACOVÁNÍ

Prvním cílem bylo zmapování situace v České republice a zahraničí v oblasti letově pevnostních měření. Tento cíl byl plněn postupně studováním zahraničních publikací a časopisů a účastí na různých přednáškách a konferencích. Situace v České republice byla zjišťována během osobních návštěv u jednotlivých firem, nebo i přímou spoluprací saldováním odborné literatury.

Jedním z hlavních cílů bylo zpracování získaných zkušeností do metodiky, která by byla obecně použitelná.

V první fázi bylo nutné zajistit vhodnou přístrojovou základnu. Po různých konzultacích a hledání vhodné měřicí aparatury bylo jako nejvhodnější řešení zvolen vývoj nové měřicí ústředny jak z hlediska ceny, tak i z hlediska možnosti zpracování vlastních požadavků na funkci přístroje. Tento vývoj se opíral o již fungující měřicí ústřednu Conect, kterou Letecký ústav používal pro statické zkoušky leteckých konstrukcí. Tento přístroj byl navrhován tak, aby k němu bylo možné připojit nejrůznější druhy snímačů včetně tenzometrických mostů půl a čtvrt mostů. Součástí této práce bylo i ovládnutí tenzometrických měření a všeho co s toutle činností souvisí.

V další fázi bylo zapotřebí zvládnout cejchovací postupy a výpočet kalibračních koeficientů. Tyto metody a postupy byly ověřovány prakticky na Zkušebně letecké techniky.

Závěrečným cílem pak bylo provedení letů při nichž bylo snímáno zatížení hlavní konstrukce. Tato měření vyžadují velké množství času na přípravu a často se dají spojit jen s dalšími letovými zkouškami. V průběhu řešení práce došlo i k několika spolupracím v oblasti letových měření například měření sil v řízení na letounu EV-97 VLA firmy Evektor s.r.o., nebo měření vibrací palubní desky vrtulníku EC-120B Colibri.

Tyto spolupráce značnou mírou přispěly k plnění jednotlivých cílů práce stejně jako i systematické archivování výsledků všech provedených zkoušek, ať již proběhly v rámci vlastního výzkumu, nebo v rámci zakázek Zkušebny letecké techniky.

6 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

Hlavní výsledky práce lze rozdělit na několik důležitých částí. Za prvé je to vytvoření vlastního měřicího zařízení včetně řetězce snímačů pro obecné měření za letu, ať už se jedná o letově pevnostní měření nebo o měření výkonů nebo vlastností letounů.

Další část tvoří metodika měření zatížení konstrukčních celků letounu jako je křídlo, ocasní plochy apod., která obsahuje postupy kalibrace tenzometrů a návrhy jejich umístění pro získání požadovaných složek zatížení.

Závěrečná část je samotné ověření navrhovaných postupů v praxi a provedení letových měření ve dvou případech. První měření bylo provedeno za účelem získání

ohybových momentů na křídle a druhé měření stanovilo vyvažovací síly na vodorovných ocasních plochách malého sportovního letounu.

6.1 NÁVRH MĚŘICÍHO SYSTÉMU

Při návrhu měřicího systému jedním z požadavků byla možnost měřit statické i nízkofrekvenční jevy z různých použitých snímačů. Všechna takto získaná data je třeba zaznamenat například do osobního počítače nebo laptopu a to za letu v reálném čase. Systém musí být schopen zaznamenávat data z výstupu tenzometrického mostu, převodníků tlaku, akcelerometru ale i z potenciometru.

Systém musí uživateli dovolit nastavit parametry typu vstupu, zesílení a napájecího napětí nebo proudu jednotlivých kanálů a jejich zpětné přednastavení případně kontrolu. Veškerá komunikace s měřicím systémem může probíhat pouze přiřazeným software.

Na základě těchto požadavků vznikla ve spolupráci s firmou Mesit s.r.o nová měřicí ústředna DAS 12, která bude plně podmínkám měření za letu vyhovovat.

Vývoj ústředny se opíral o již fungující měřicí ústřednu Conect, kterou Letecký ústav používal pro statické zkoušky leteckých konstrukcí. Nová ústředna však využívá nové elektronické prvky.

Hlavní náplní v této části práce bylo vedení vývoje měřicí ústředny a kladení požadavků na funkci ústředny a obslužného software.

Technické parametry navrženého systému:

Počet kanálů

- 12 na jednu jednotku

Napájení

- Baterie 12V DC z vnitřní nebo externí baterie
- Externí zdroj napětí 240V AC nebo 12V DC

Možné vstupy na každý kanál

- Plný most
- Půl most
- Čtvrt most
- Potenciometr
- Stejnosměrný napěťový vstup

Výstupy z každého kanálu

- Napájecí napětí 0 až 5V v nastavitelném kroku 10mV

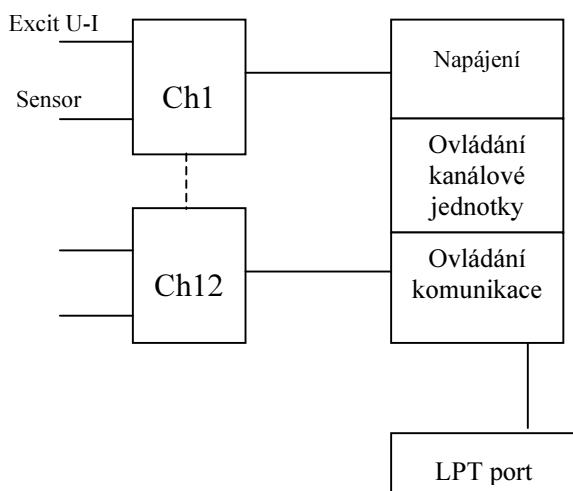
- Proud 20mA v nastavitelném kroku 0,1mA

Napájecí proud a napětí je nastavitelné pomocí obslužného software s přesností lepší než 0,3%.

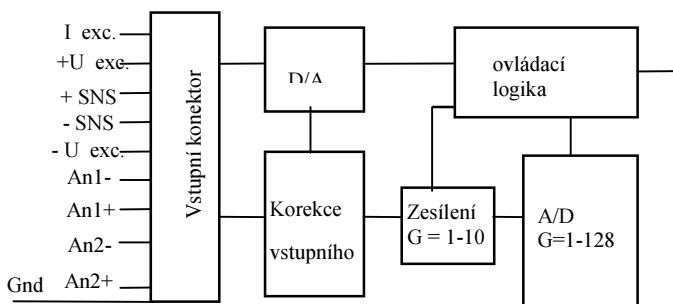
Software

- Je vytvořen pro operační systémy Windows 95, 98 nebo Win 2000

Měřicí systém DAS 12 je s počítačem propojen pomocí paralelního portu počítače. K tomu je zapotřebí slučovací interface, který zajistí sběr dat ze všech dvanácti kanálů připadajících na jednu měřicí jednotku a jejich přenos do počítače.



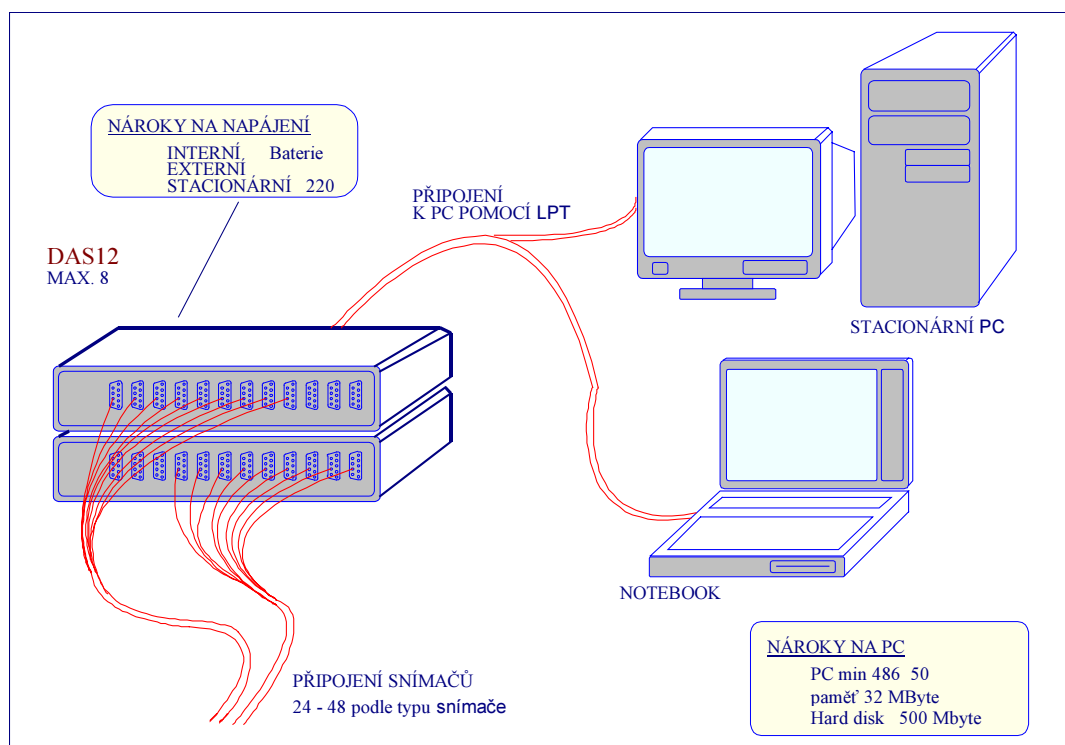
Obr. 3: DAS 12 Blokové schéma



Obr. 4: Blokový diagram kanálové jednotky

Na obr. 5 je uvedena typická konfigurace mobilního, nebo stacionárního měřicího pracoviště. Skládá se z jedné, nebo maximálně osmi měřících ústředěn DAS12, počítače třídy PC a snímačů pro různé typy fyzikálních veličin. K této ústředně byl

vytvořen program „Postpro“, který slouží k pohodlnému vyhodnocování i velkých souborů naměřených dat.



Obr. 5: Varianty propojení ústředěn DAS 12

6.2 APLIKACE NAVRŽENÉ METODIKY LETOVÝCH MĚŘENÍ

Aplikace a ověření navržených metodik lze rozdělit na dvě části. V té první byly navrhované postupy ověřovány laboratorně. V druhé části byly postupy ověřeny na konkrétním letadle a to ve dvou případech:

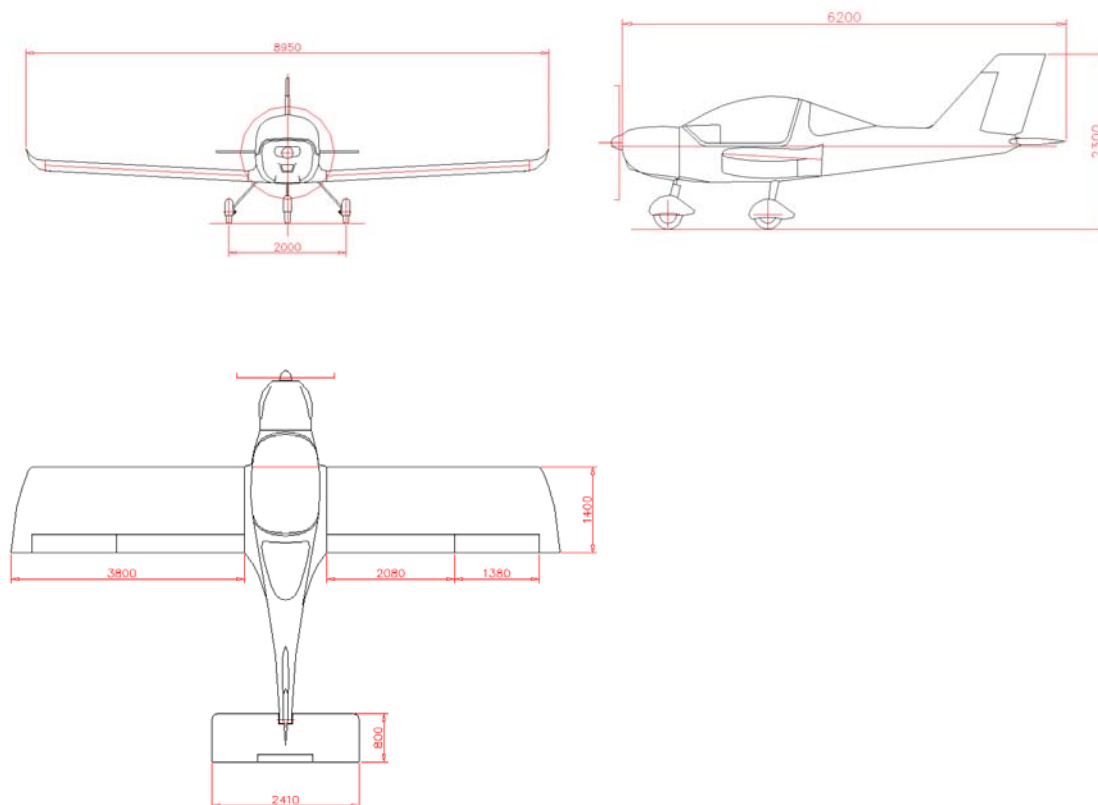
- 1) Měření ohybových momentů na křídle letounu TL-96 Star
- 2) Měření vyvažovacího zatížení letounu TL-2000 Sting

Výsledky měření byly vyhodnoceny a porovnány s teoretickým vypočteným zatížením.

6.2.1 Měření ohybových momentů na křídle letounu TL-96 Star

TL 96 STAR je dvoumístný celokompozitový dolnoplošník se sedadly vedle sebe (obr. 6). Křídlo je obdélníkové. Výškovka je plovoucí.

Podvozek je tříkolový s brzděnými hlavními koly a říditelnou přední podvozkovou nohou.



Obr. 6: Celková dispozice letounu TL – 96 Star

Letoun má tyto základní technické parametry (dle výrobce TL –Ultralight):

Rozpětí 9,2 m

Délka 6,5 m

Výška 2,15 m

Nosná plocha 12,2 m²

Maximální vzletová hmotnost 450 kg

Max. hmotnost nákladu za sedadly 8 kg

Rychlosti:

vzletová 75 km/h

při stoupání 130 km/h

cestovní 180 - 220 km/h

při přiblížení 120 km/h

pádová na klapkách 63 km/h

max. při vodorovném letu 200 - 255 km/h

nepřekročitelná 275 km/h

Stoupavost s motorem ROTAX 912 6 m/s

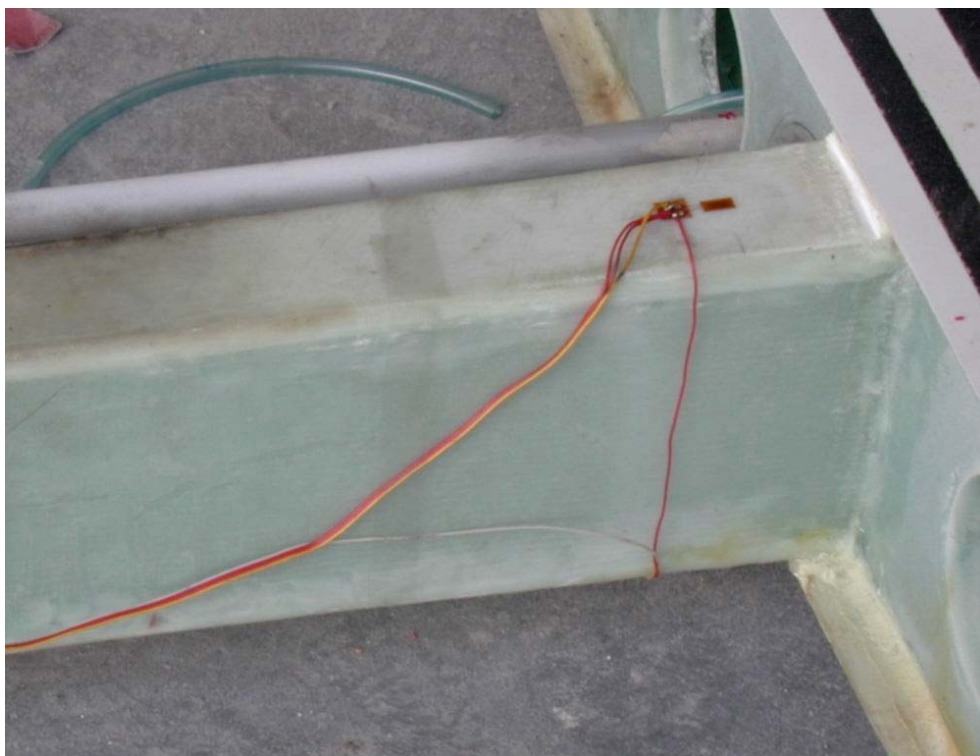
Základní měřenou veličinou byl ohybový moment na levém i pravém křídle letounu. Vzhledem ke konstrukci křídla, které přenáší ohybový moment pomocí krakorce uchyceného v druhém křídle, byl tenzometrickými půlmistry osazeny právě krakorce křídel.

Další měřené veličiny:

- rychlost
- tlak
- násobek zatížení v těžišti letounu
- teplota

Tyto veličiny kromě násobku byly měřeny doplňkově, protože např. u rychlosti lze předpokládat, že nebude mít vliv na ohybový moment. Rozhodující z hlediska velikosti ohybových momentů bude násobek.

Pro měření ohybového momentu byla vybrána místa na krakorcích křídel (obr. 7). Křídlo má v kořeni žebro pouze s malými otvory a tak nebylo možné osadit tenzometry před kořenové závěsy, kde by bylo možné snímat i posouvající sílu.



Obr. 7: Umístění tenzometrického půlmistry na krakorci letounu TL-96 Star

Ohybový moment byl cejchován tak, že v definovaných místech na křídle byly umístěny podpěry na váhách a zvedáním letounu byly vyvozeny ohybové momenty na křídlech. Pro kalibraci byly provedeny i nesymetrické případy zatížení křidel.

Celková matice zatížení a odezev je v tab.1.

Tab. 1: Naměřené hodnoty odezev na zatížení

Zatížení	Mo	[Nm]	1294,5	1618,1	1941,7	2427,1	2912,6	3236,2	809,0	1294,5	1618,1	1941,7	2427,1
Odezvy	mp	[-]	-170,0	-218,1	-258,3	-320,5	-384,6	-432,3	-111,1	-169,9	-213,2	-256,6	-321,4
	ml	[-]	-172,0	-219,3	-261,5	-328,1	-395,5	-442,4	-107,0	-169,5	-216,9	-261,8	-328,6

Zatížení	Mo	[Nm]	2912,6	3236,2	1618,1	2589,0	3236,2	3883,4	4854,3	1618,1	2589,0	3236,2	3883,4
Odezvy	mp	[-]	-389,5	-429,9	-219,7	-346,6	-432,7	-516,2	-654,3	-221,6	-346,8	-434,3	-513,8
	ml	[-]	-397,0	-440,4	-219,0	-351,0	-439,2	-526,6	-662,5	-221,3	-352,0	-443,0	-524,0

kde mp a ml značí odezvy púlmostů na pravém a levém křídle

Kalibrační procedurou byly získány kalibrační koeficienty a rovnice pro výpočet ohybového momentu:

$$M_{OP} = (-7,499 \pm 0,00925) \times m_p$$

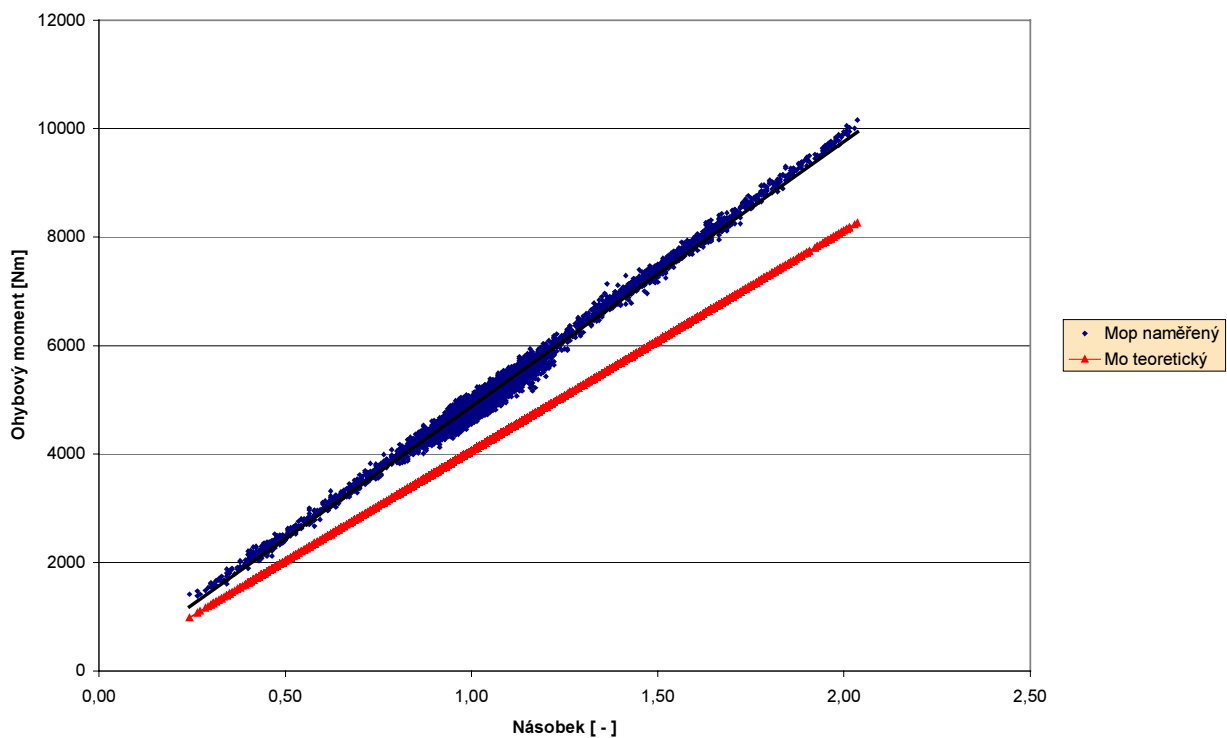
$$M_{OL} = (-7,358 \pm 0,00744) \times m_l$$

Pro získání závislosti ohybových momentů na násobku ke kořeni křídla bylo zapotřebí provést lety kde se bude objevovat větší rozsah násobků. Proto byly zvoleny lety ve vlnách s prostřídáním ostrých zatáček a manévřů. Pro snímání odezev tenzometrů a dalších veličin byla měřící ústředna DAS 12 umístěna i se snímači tlaků do prostoru pro zavazadla a napojena na pitotstatický systém letounu. Snímač zrychlení byl umístěn do těžiště letounu. Před letem byl letoun zvážen. Celková vzletová hmotnost byla 587,2kg.

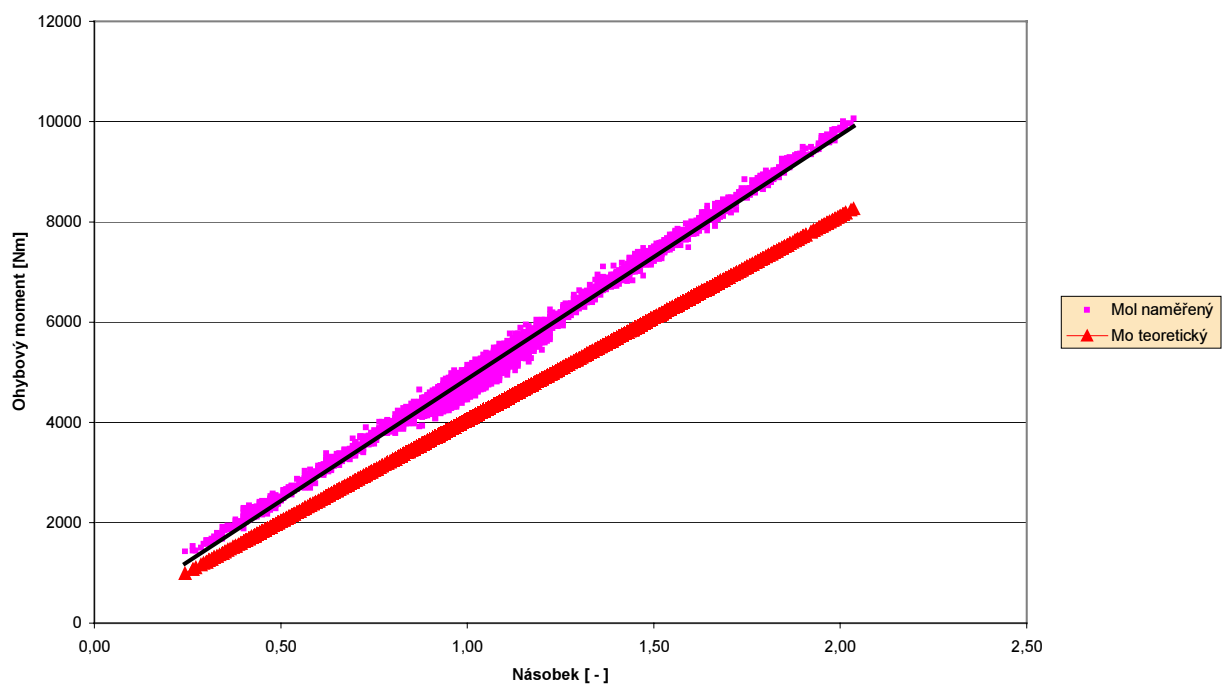
Výpočet ohybového momentu je převzat z firmy Vanessa air s.r.o., která letoun TL – 96 navrhla [26].

Srovnání závislostí teoretického a změřeného ohybového momentu levého a pravého křídla jsou na obr. 8 a obr. 9.

Podarilo se na dobré úrovni rozlišení změřit ohybové momenty v kořeni křidel letounu TL-96 STAR v závislosti na násobku a ty porovnat s hodnotami vypočtenými. Z naměřených grafů je patrné, že směrnice proložené přímkou změřených hodnot má strmější tendenci.



Obr. 8: Změřené a teoretické hodnoty ohybových momentů pravého křídla



Obr. 9: Změřené a teoretické hodnoty ohybových momentů levého křídla

6.2.2 Měření složek zatížení VOP na letounu TL – 2000 Sting

TL – 2000 Sting je celokompozitový ultralehký dvoumístný dolnoplošník se sedadly vedle sebe. Křídlo je lichoběžníkové, výškovka klasická lichoběžníková dělená.

Podvozek je tříkolový s brzděnými hlavními koly a říditelnou přední podvozkovou nohou. Vztlakové klapky lze vysunout do dvou poloh 15° a 35°.

Letoun má tyto základní technické parametry (dle výrobce TL –Ultralight):

Rozpětí 8,44 m

Délka 5,93 m

Výška 2,30 m

Nosná plocha 9,8 m²

Maximální vzletová hmotnost 450 kg

Prázdná hmotnost 275 kg

Max. hmotnost nákladu za sedadly 8 kg

Rychlosti:

vzletová 80 km/h

při stoupání 120 km/h

cestovní 200 - 260 km/h

při přiblížení 120 km/h

pádová na klapkách 65 km/h

max. při vodorovném letu 270 km/h

nepřekročitelná 310 km/h

Stoupavost s motorem ROTAX 912 7 m/s

Základní měřenou veličinou byla celková síla působící na vodorovné ocasní plochy letounu. Vzhledem ke konstrukci a možnostem manipulace s letounem byl jako nejvhodnější způsob měření síly na VOP osazením tenzometrů na trupu. Tento postup byl laboratorně ověřen.

Další měřené veličiny:

- rychlost
- tlak
- zrychlení v těžišti letounu
- teplota

Nejdříve byla na letounu vybrána místa k nalepení tenzometrů. Bylo zvoleno místo kde kabina přechází v trup a ten je v těchto místech přibližně symetricky oválný. Vzdálenost od náběžné hrany VOP je 1200mm. Byl nalepen tenzometrický most pro měření posouvající síly a půl most pro ohybový moment.



Obr. 10: Trup letounu TL – 2000 Sting s nalepenými tenzometry

Pro kalibraci byly zvoleny tři polohy po hloubce VOP a měřilo se opakovaně šestkrát. Zátěž byla zvolena tak, aby se letoun nepřevažoval a ocasní plochy nebyly přetěžovány. S využitím získaných poznatků lze řešit kalibrační rovnici:

$$\begin{Bmatrix} T \\ M_o \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} t_o \\ m_o \end{Bmatrix}$$

kde b značí hledané kalibrační koeficienty.

Vyřešením rovnice byly získány kalibrační koeficienty a následně kalibrační rovnice pro posouvající sílu a ohybový moment:

$$T = (0,70395 \pm 0,0146) \times m_o + (0,26271 \pm 0,0177) \times t_o \quad [\text{N}]$$

$$M_o = (1,49486 \pm 0,0131) \times m_o + (-0,22747 \pm 0,0158) \times t_o \quad [\text{Nm}]$$

Po provedené kalibraci byly vodorovné ocasní plochy znovu zatíženy silou 243N na rameni 1,43 metru a odečteny tyto odezvy z tenzometrických mostů:

$$m_o = -268,3$$

$$t_o = -221,5$$

Po dosazení do kalibračních rovnic dostaneme hodnoty zatěžující síly a ohybového momentu. Porovnání vzhledem k aplikovanému zatížení je v tab. 2.

Tab. 2: Porovnání změřené síly s aplikovanou

	Zatěžující síla [N]	Ohybový moment [Nm]	Rameno síly [m]
Zatíženo	243	347,5	1,43
Změřeno	247,1	350,7	1,419
Chyba [%]	1,64	0,91	-0,75

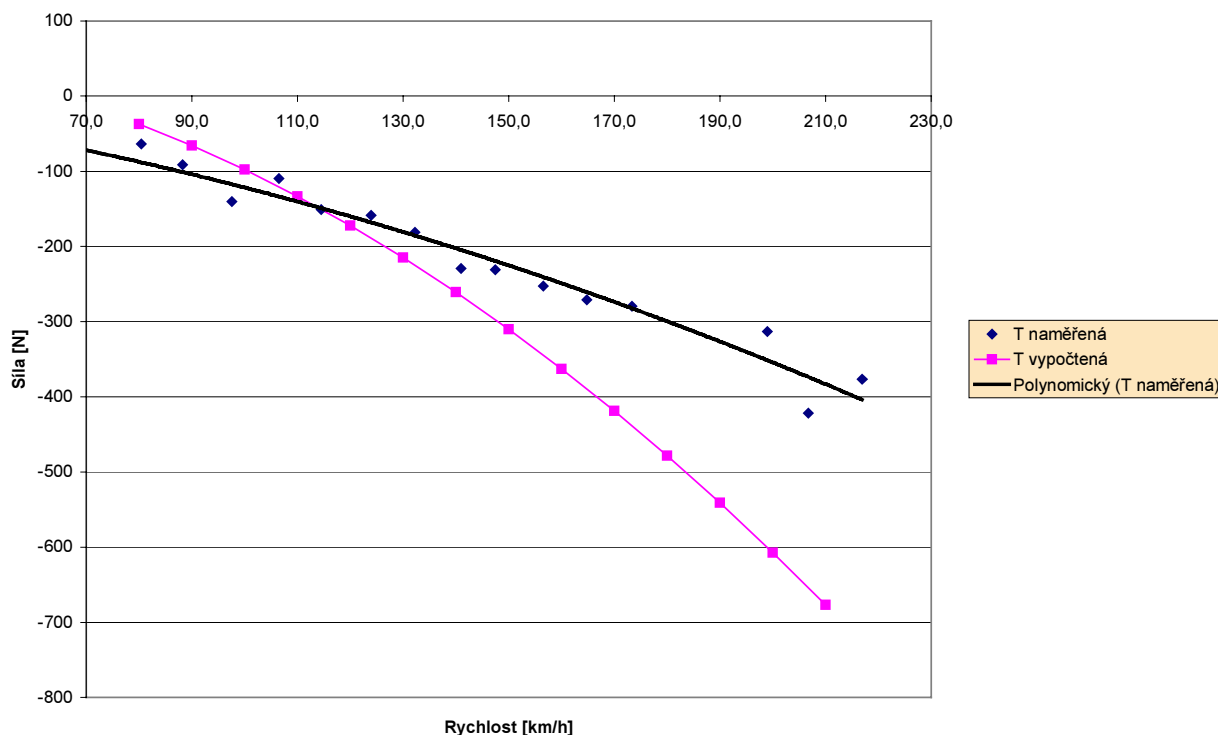
Měřicí ústředna DAS 12 byla umístěna spolu se snímači tlaků do prostoru pro zavazadla a napojena na pitotstatický systém letounu.

Pro letová měření a stanovení sil VOP byly navrženy tyto letové konfigurace:

- 1) Ustálený let v nejširším možném rozsahu rychlostí
- 2) Ustálená zatáčka s náklonem přibližně 60°

Po vážení letounu a stanovení centrází byla změřena aerodynamická oprava tlakoměrného systému lety na bázi [2]. Ve výsledcích jsou uváděné rychlosti přepočítány na ekvivalentní V_{EAS} .

Před samotným měřením byl proveden let a test funkčnosti všech snímačů a měřicí aparatury bez měření hmotnosti a centrází letounu.

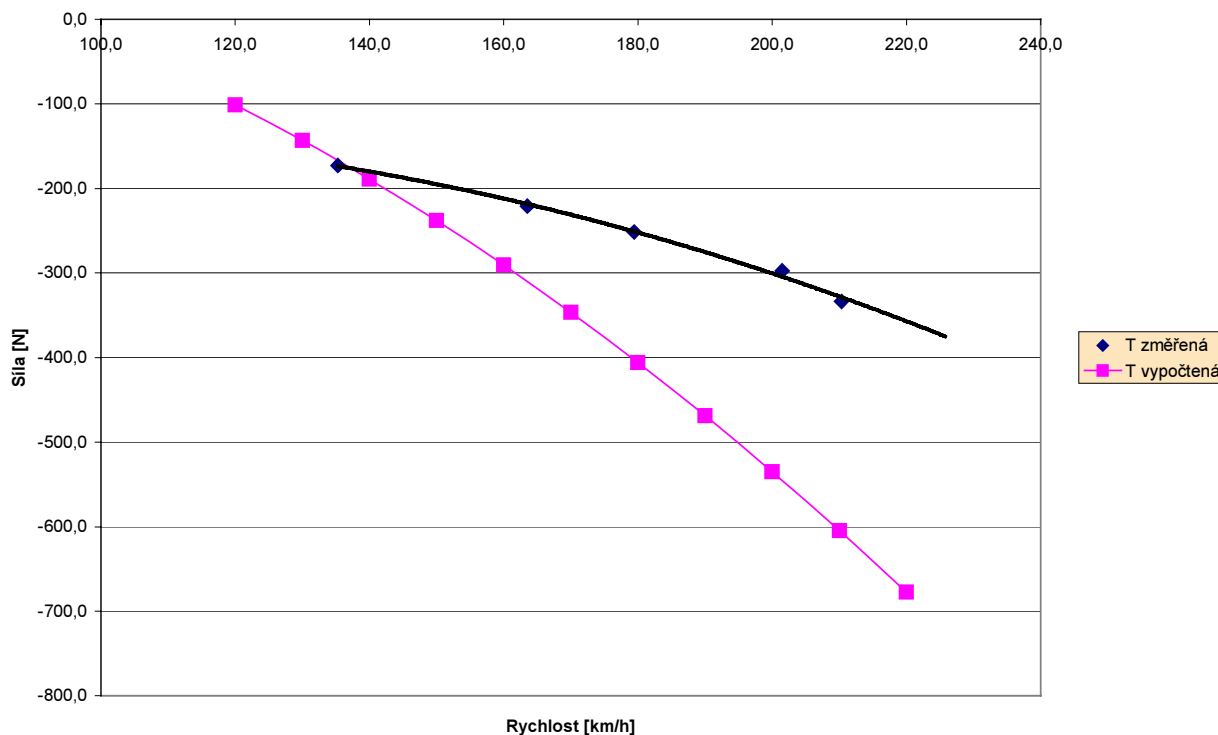


Obr. 11: Porovnání teoretických a změřených sil na VOP – let1

Po kontrole funkcí celého měřicího systému byly provedeny tři lety pro měření vyvažovacích sil na VOP a to s plynulým záznamem od startu až po přistání. První

let byl měřen v rozsahu rychlostí přibližně od 80km/h do 220km/h, druhý a třetí v rozsahu 80km/h až 180km/h. Rozsah volených rychlostí byl do jisté míry ovlivněn časem a počasím. Během letu 2 byla provedena ostrá ustálená zatáčka tak, aby byl dosažen přibližně násobek 2 pro různé rychlosti. Pro lety byla volena klidná atmosféra brzy ráno a večer. Po ukončení letů byly pomocí programu „Postpro“ datové soubory zpracovány.

Porovnání naměřených a teoretických hodnot vyvažovacích sil je na obr. 11 a obr. 12.



Obr. 12: Závislost síly na VOP na rychlosti ($m = 432\text{kg}$, $xc = 28\%$, $n = 2$)

7 ZÁVĚR

Všechny cíle, které byly na počátku práce vytyčeny byly splněny. Podařilo se shromáždit dostatečné množství teoretických i praktických poznatků a provést náročné letové experimenty.

Celá práce uvádí metodiku pro řešení problematiky letově pevnostních měření. Tyto postupy byly zhodnoceny a ověřeny v praxi.

Součástí práce je i měřicí systém DAS 12, který byl navržen přímo pro letová měření. Spolu s ním byl vytvořen řetězec snímačů, které stanovují základní pohyb letounu a charakteristiky atmosféry.

K tomuto systému byl vytvořen i program „Postpro“, který umožňuje různé úpravy datových souborů vystupujících z měřicího systému DAS 12 a tak účinně řeší problematiku zpracování velkého množství naměřených dat.

Významnou částí práce jsou i výsledky mnoha experimentů a hledání nejuhodnějších postupů pro stanovení zatížení konstrukce letounu a také poznatky s prováděním těchto zkoušek.

Těžiště práce a hlavní přínos je v aplikaci teoretických postupů na konkrétním letadle a ověření metodiky letově pevnostních měření za letu a následné srovnání s teoretickými výpočty podle nichž byl letoun zkonstruován. Tyto letové experimenty a porovnání bylo uskutečněno ve dvou případech a to pro měření ohybových momentů křídla a stanovení vyvažovacích sil vodorovných ocasních ploch letounu. Při těchto měřeních byly plně využity postupy uvedené v této práci, stejně jako měřicí systém DAS12 a vyhodnocovací program „Postpro“.

Díky spolupráci s průmyslem se podařilo porovnat naměřené výsledky s teoretickým výpočtem.

Předkládaná práce, na základě teoretických rozborů a analýz, popisuje metodiku letově pevnostních měření aplikovatelnou na konstrukcích různých typů.

Získané výsledky dávají dobré podklady pro další rozvoj letově pevnostních měření.

8 SUMMARY

Presented thesis with the title Strength Parameter Measurements in Flight is dealing with the measurements of loading of aircraft structure parts. The paper is presented the procedures and methodology solving the problem of in flight loading measurements.

8.1 STATE OF THE ART OF FLIGHT STRENGTH MEASUREMENTS

At present, there is not a lot of literature dealing with in- flight loading measurement. The reason is that this kind of tests is a part of developing tests and the producer tries to protect his know-how. Most of the available literature comes out of the papers presented at the conferences and journals; however, mostly it is the only general description of presented problem. These papers, generally, suggest a process without any particular numbers and further data obtained from attained results. The exception is e.g. [3] where the authors presented the measurements of tail surface loading tied in with the spectra loading. The paper is describing the measurements of different parameters and a database creation including the results analysis of more than 2000 flights upon the spectra loading is set. An appropriate solution of this problem appears to set the tail surfaces by the strain gauges and their subsequent calibration. The aircraft Fokker 100 was used for the measurements. The data of the aircraft monitoring system together with the data record, not tied with the other aircraft systems, were recorded here. The stand /support of the aircraft stabilizer was filled by strain gauges measuring the following:

- bending moment of one half of stabilizer
- symmetrical components of bending moment
- no symmetrical components of bending moment

Total nine strain gauge bridges were fixed on, 3 shearing and 6 bending bridges were installed in the stabilizer root part. Calibration was done before setting the stabilizer in the keel/centre surface. Except longitudinal acceleration, the crossbar acceleration was measured as well in order to investigate a possible correlation between no symmetrical loading and crossbar acceleration. The measuring system Spectrapot – 4C was used as a data recorder. After signal filtration and sampling, maxima and minima were searched in the area given by the filter size.

When summarizing the results from flight measurements it should be stated that almost every aircraft producer, falling under the Civil Aircraft Authority, tries to have its own testing laboratory and the verifying and developing tests are done by the producer himself. That is the reason why the main stress is laid on the certification tests. Both tests developing and research are generally done in less quantity. Here, in the Czech Republic, nowadays is the largest experience with the measurements of dependency on loading multiple – tension to set the fatigue loading. Most of other performed tests have to keep up the tasks with regard to the

performances and characteristics defined according to the aircraft regulations. Each flying testing laboratory has prepared and approved methodology for separate certification tests. The needful parameters are set here, in this methodology, necessary to be measured in flight and resultant requirements for measuring apparatus.

8.2 SELECTED PROCESS METHODS

The first aim was to map the state of art in the Czech Republic and abroad including the in flight strength measurements. This aim was reached by complete studying of foreign literature and journals and by participating at various lectures and conferences. The state of the art of the Czech Republic was also executed by private visiting of individual companies and by direct cooperation with these companies as well. One of the principal aims was to use the gained knowledge in a methodology generally applied.

As the first step it was necessary to ensure suitable apparatus basis. After many large discussions and searching, the development of a new measurement centre was chosen regarding its price and also the possibility of the input of our own requirements on apparatus function. The development insists on the operating measurement centre Conect used by the Institute of Aerospace Engineering for static tests of aircraft structures. The apparatus was designed so that it is possible to join it to different kinds of sensors, strain gauges, quarter and half bridges inclusive. A part of this work was to control the strain gauge measurements and all work including the complete process.

Further step was to manage the calibration process and computation of calibration coefficients. These steps were practically verified at the Aircraft Test Laboratory. The final aim was to perform the flights when the loading of main structure was recorded. These measurements need a lot of time to spend on for the preparation and often can be tied with further flight tests. During the whole working process some cooperation work, e.g. measurements of forces at operating for the aircraft EV-97-VLA (Evektor enterprise) and the measurements of vibration of dashboard of hoverplane EC-120B Colibri, were done. These cooperations helped a great deal to realize the separate aims of the work with the systematic results archiving all the tests performed, done in the frame of respective research and in the frame of special orders at the Testing Laboratory as well.

8.3 APPLICATION OF SUGGESTED METHODOLOGY OF FLIGHT MEASUREMENTS

Application and verifying of suggested methodologies can be divided into two parts. The first part: where the procedure was verified in laboratory and the second part: where the procedure was done for a particular aircraft and for two cases:

- 1) Measurement of bending moments at aircraft wing of TL-96 Star
- 2) Measurement of balancing loading at aircraft TL-2000 Sting

The results were evaluated and compared with the loading computed theoretically. The first measurement, done at the aircraft TL-96 Star, a two-seat all composite low wing aircraft with two seats besides each other. Its wing is rectangular, with floating elevator and three-wheel landing gear with braked main wheels and controllable front landing gear leg. The basic measured parameter is the bending moment on the left and right aircraft wing. Regarding the structure of the wing keeping the bending moment with the help of cantilever mounted in the second wing, the wing cantilevers were positioned by the strain gauge half bridges. The bending moment was measured at the wing cantilevers. The bending moment was calibrated, so that in the defined points on wing where the supports on balances were placed and while the aircraft picking up the bending moments of wings were generalized. To obtain the dependence of bending moments on multiple towards the wing root it was necessary to perform the flights where larger range of multiples appears. Therefore, the flights were done in waves, changing sharp curves and manoeuvres. To record the strain gauge responses and other parameters the measuring centre DAS 12 with pressure sensors was placed into the luggage compartment and it was connected to the aircraft pitot static system. The sensor of acceleration was placed in the aircraft gravitational centre. After weighing the aircraft before the flight its total mass was 587,2 Kg. The computation of the bending moment is based on the materials of the Vanessa air ent., the designer of the aircraft [26].

We were succeeded at good resolution level in measuring the bending moments in wing root of the aircraft TL in the dependency on multiple and those results compare with the computed values. It is obvious, according to the measured graphs that the direction of stripped line of measured values has a steeper tendency.

Other measurements were done with the aircraft TL-2000STING, all composite ultralight two-seat lowing aircraft with the seats besides each other. Its wing is trapezoidal, with classic trapezoidal split elevator. The landing gear is three wheeled with braked main wheels and controllable front leg. Lifting flaps should be transverse forward to two positions of 15 and 35.

The basic measured parameter was the total force influencing the longitudinal surfaces of the aircraft. First, the positions where to fit the strain gauges were chosen. It was the point where the cabin passed to the fuselage and it is here symmetrical oval, approximately. The distance from the leading edge VOP is 1200 mm. The strain gauge bridge was fitted up for the measurements of transverse force and a half bridge for bending moment.

Calibration coefficients and consequently calibration equation for transverse force and bending moment were obtained by the solution of calibrated equation. Measuring centre DAS together with pressure sensors was placed in the luggage compartment and tied up with the pitot static system of the aircraft.

Aerodynamic correction of pressure gauge system based on [2] and three measuring flights were measured after weighing the aircraft and setting the centre position. With the help of program “Postpro” after finishing the flights the data files were evaluated and compared with computed theoretical values of balancing forces.

8.4 CONCLUSION

The presented thesis, based on theoretical analyses, is describing the methodology of in flight strength measurements applied for all types of structures. The basis and main contribution of the work present the applications of theoretical processes with a special aircraft and verifying the in flight strength measurement and its subsequent comparison with theoretical computations according to which the aircraft was designed.

Obtained results give large fundamentals for future development of in flight strength measurements.

9 LITERATURA

- [1] H. Skopinski, W. Aiken, *Calibration of strain-gage instalations in aircraft structures for the measurement of flight loads*, NACA TN 2993, 1953
- [2] M. Daněk, *Zkoušení letadel za letu*, VUT Brno, 1993
- [3] H. Skopinski, W. Aiken, *Analysis of measured in-flight tail loads*, National Aerospace Laboratory NLR, ICAS 96 - 5.3.2, 1996
- [4] V. Askue, *Flight testing homebuild aircraft*, Iowa State University Press, USA 1992
- [5] I. Jebáček, *Závěrečná zpráva řešení projektu č. FP38009/98*, Grant fondu aktivit a umění VUT, Brno 1998
- [6] I. Jebáček, *Závěrečná zpráva řešení projektu č. FP390038*, Grant fondu vědy VUT FSI, Brno 1999
- [7] I. Jebáček, *Zhodnocení výstupu projektu č. FP 310046*, Grant fondu vědy VUT FSI – posterové prezentace, Brno 2001
- [8] A. Pištěk, O. Grégr, V. Kahánek, R. Böhm, *Pevnost a životnost letadel*, VUT Brno, 1988
- [9] P. Marjáněk, *Aplikace tenzometrických metod při stanovení letových zatížení konstrukčních celků malého dopravního letadla*, Zpravodaj VZLÚ, Praha 1985
- [10] A. I. Gudkov, P. S. Lešakov, *Metody i technika letnych ispytaniy samoletov na pročnost*, Moskva, 1972
- [11] M. D. Kljačko, E. V. Arnautov, *Letnyje pročnostnyje ispytaniya samoletov*, Moskva, 1985
- [12] M. Meloun, J. Militký, *Statické zpracování experimentálních dat*, Praha, 1994, ISBN 80-85297-56-6
- [13] Zehnula K. *Měření neelektrických veličin elektrickou cestou*, SNTL, Praha 1978
- [14] A. Pištěk, *Program a problémy řešení statických zkoušek letadla KP-2 U „SOVA II“*, VUT Brno, Brno 1997
- [15] A. Pištěk, *Zpráva o statických zkouškách letounu KP-2 U „SOVA II“*, LÚ, VUT Brno, 1997
- [16] A. Čalkovský, Ing. J. Pávek, V. Daněk, *Konstrukce a pevnost letadel*, VAAZ Brno, 1984
- [17] FAR - 23, *Předpis pro kategorii normální, všeobecnou, akrobatickou a obchodní*, FAA Washington DC, 1996
- [18] JAR - 22, *Předpis pro větroně*, JAA Hoofddorp NL, 1990
- [19] UL - 2, *Předpis pro ultralehká letadla*, LAA ČR, Praha, 1998
- [20] J. Tůma, *Zpracování signálů získaných z mechanických systémů užitím FFT*, Praha 1997, ISBN 80-901936-1-7
- [21] T. Bělehradský, P. Růžička, *Stanovení bezpečného únavového života*

- letounů ZLIN na základě záznamů spektra zatížení z registračního akcelerometru AMU1, Seminář v rámci projektu CETRA, Žilina, 2002*
- [22] JAR - 23, *Společné letecké předpisy*, United Kingdom, JAC, 2001
 - [23] JAR - VLA, *Společné letecké předpisy*, United Kingdom, JAC, 1990
 - [24] I. Jebáček, *Měření vibrací palubní desky vrtulníku EC-120 B Colibri*, Zpráva Lú, 2002
 - [25] P. Kábrt, *Zatížení letounu TL – 2000 Sting*, Zpráva Vanessa air s.r.o., Litomyšl, 2000
 - [26] M. Kábrt, *Zatížení letounu TL – 96 Star*, Zpráva Vanessa air s.r.o., Litomyšl, 1997
 - [27] P. Augustin, *Závěrečná zpráva z únavové zkoušky vzorků křídla EV-97 VLA*, Zpráva LU 10V/2002, Brno 2002

10 AUTOROVO CV

Jméno:

Ivo Jebáček

Osobní data:

Stav: ženatý

Státní příslušnost: Česká republika

Národnost: česká

Datum a místo narození: 16. února 1972, Brno, okr. Brno - město

Vzdělání:

1996 - 1999 Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství,
Specializace: Konstrukční a procesní inženýrství – postgraduální studium

Téma disertační práce: Měření pevnostních veličin za letu.

Datum státní doktorské zkoušky 17. května 2000

1991 - 1996 Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství,
Specializace: stavba letadel – magisterské studium
Datum státní závěrečné zkoušky: 10. června 1996

Zaměstnání:

2000 - výzkumný pracovník Centra leteckého a kosmického výzkumu,
Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

1999 - asistent, Vysoké učení technické v Brně,
Fakulta strojního inženýrství

1998 - 1999 technický pracovník, Vysoké učení technické v Brně,
Fakulta strojního inženýrství

1996 - student PGS, Vysoké učení technické v Brně,
Fakulta strojního inženýrství

Jazykové znalosti: Anglicky

Vědecko-výzkumná činnost:

2002 - řešitel grantového úkolu č. FP 320051, Měření vyvažovacího
zatížení letounu TL-2000 Sting

2001 - řešitel grantového úkolu č. FP 310046, Měření zatížení
vodorovných ocasních ploch malého sportovního letounu za letu

1999 - řešitel grantového úkolu č. FP 380038, Cejchování snímačů
zatížení vodorovných ocasních ploch malého sportovního letounu
pro měření za letu

1998 - řešitel grantového úkolu č. FV 380009/98, Letová měření pevnostních veličin, letových výkonů a vlastností malých letadel

Pedagogická činnost:

1999 - Zkoušení letadel, část kurzů magisterského studia FSI,
obor: Letadlová technika

1999 - Pevnost leteckých konstrukcí, cvičení v rámci kurzů
magisterského studia FSI,
obor: Letadlová technika

1996 – 1999 výuka v rámci postgraduálního studia