MODERNÍ METODA PRŮKAZU PEVNOSTNÍ SPOLEHLIVOSTI A ŽIVOTNOSTI PODVOZKŮ MALÝCH DOPRAVNÍCH LETADEL

ADVANCED PROVE METHOD OF STRENGTH RELIABILTY AND LIFE OF LANDING GEARS OF SMALL AIRCRAFT

Václav HORÁK[1]

Abstrakt

Doposud používaná metodika průkazu životnosti podvozků letadel vycházela ze zatěžování na jednoduchém vícekanálovém stroji, který quasi-staticky v několika krocích jednoduchým průběhem zavádí do podvozku zatížení, která jsou předpokládána v provozu. Výsledky zkoušky jsou na reálný život přepočítávány podle naměřených spekter z provozu.

Korelace se skutečným provozem je malá neboť metoda mj. málo respektuje vliv pojíždění, zatáčení, brzdění atd. na životnost podvozku a vytvoření teoretické báze pro výpočty životnosti je prakticky nemožné. Principem současných únavových zkoušek podvozků letadel u světových výrobců je realistická simulace provozního zatížení.

Provozní zatěžovací spektrum, představující typický letový úkol od pojíždění ke startu až k rolování na stojánku po přistání, je po úpravě použito jako zdrojový signál pro zrychlené zatěžování podvozku pomocí servohydraulických válců se zpětnou vazbou tak, aby napěťová odezva v příslušných částech podvozku odpovídala reálným provozním podmínkám. Jednotlivé bloky zatížení jsou řazeny do zatěžovacích sekvencí, které na sebe při vlastní zkoušce bezprostředně navazují. Přechod na tuto metodu znamená okamžitý, v některých případech až 50% zisk na životnosti bez konstrukčního zásahu do konstrukce a účinné snížení součinitele bezpečnosti pro návrh konstrukcí, jejichž průkaz pevnostní spolehlivosti bude touto metodou veden. Zavedení této pokročilé metody průkazu pevnostní spolehlivosti přistávacích zařízení bylo umožněno úspěšným vyřešením několika projektů podporovaných MPO ČR.

Klíčová slova: pevnostní spolehlivost, životnost, metoda průkazu, provozní spektrum, zatěžovací sekvence, podvozek

Abstract

The technology of landing gear fatigue test used so far has originated from loading in simple multichannel load system. This test stand in a quasi static way via simple shape during several steps applied in service expected forces into landing gear. The test result have been recalculated on real fatigue life according to measured operational load spectrum. The correlation to the actually service load condition was low for this method inadequately respect influences of taxiing, turning, towing etc. on fatigue life and so creation of a theoretical basis for further evaluation is practically impossible. Therefore the principle of progressive fatigue tests of landing gear by a renowned world-class manufacturer is realistic simulation of load spectrum obtained in service

The operational load spectrum is created by blocks which represent typical behaviour of aircraft during one flight from taxiing before take off to rolling after landing, towing etc. This spectrum is a source signal that after adaptation is applied into loading system. It excite by servo

[1] Ing. Václav HORÁK, Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s., Praha, horak@vzlu.cz
Lektoroval: prof. Ing. Peter BIGOŠ, CSc. KKDaL, SjF TU v Košiciach, peter.bigos@tuke.sk

hydraulic actuators in relevant places stress response corresponding to real condition. These blocks of loading are arranged into load sequences created fatigue test. Usage of this method can bring in some cases instant up to 50% life profit without structure changes and efficient decreasing of safety factor for design of such structures their certification will be completed by this method. Introduction of this method was made possible by successful resolution of some projects supported by government.

Keywords: strength reliability, life, prove method, operational spectrum, load sequence, landing gear.

ÚVOD

Bezpečnost a ekonomie provozu letounů si vynucuje, aby konstruktér měl vždy na zřeteli zajištění dostatečně vysoké úrovně provozní bezpečnosti a spolehlivosti již při návrhu jakéhokoliv letadla. Většina moderních předpisů letové způsobilosti vyžaduje, aby spolehlivost byla inherentně vkládána do konstrukce letounu již během vývoje. Jedním z dílčích problémů spolehlivosti, vedle zajištění požadovaných vlastností z hlediska pevnosti, je zajištění dostatečné úrovně únavové životnosti přistávacího zařízení letadla.

Průkaz těchto vlastností se dnes děje výpočty statistickými metodami na základě velkého množství dat získávaných z provozu a dílčích zkoušek. Všechna data jsou vesměs náhodného charakteru a tato skutečnost získala pregnantní vyjádření ve většině moderních předpisů letové způsobilosti v požadavcích na způsob prokazování pevnosti a životnosti podvozků, metodami, které tento náhodný charakter zohledňují. Tak vznikly různé přístupy k průkazu pevnosti a životnosti jejichž současným vrcholem je filosofie zvaná „Damage Tolerance“.

Letoun vybavený pevnými nosnými plochami je schopen řízeného pohybu v ovzduší pouze při rychlosti vyšší anebo přinejmenším rovné tzv. minimální rychlosti, která právě stačí při nejvyšších hodnotách součinitele vztlaku k vyvození vztlaku potřebného k překonání zemské přitažlivosti. Pro přechod letounu z klidu do pohybu po povrchu zemském rychlostí postačující k letu (při startu) a naopak pro přechod z pohybu rychlostí postačující k letu do stavu klidu (při přistání) je letoun obvykle vybaven přistávacím zařízením. Při pohybu po zemi – při startu, přistání a pojíždění po letišti – přistávací zařízení zachycuje reakce povrchu zemského a přenáší je pružně na nosnou konstrukci draku, na které je uchyceno.



Obr.1 Původní zařízení

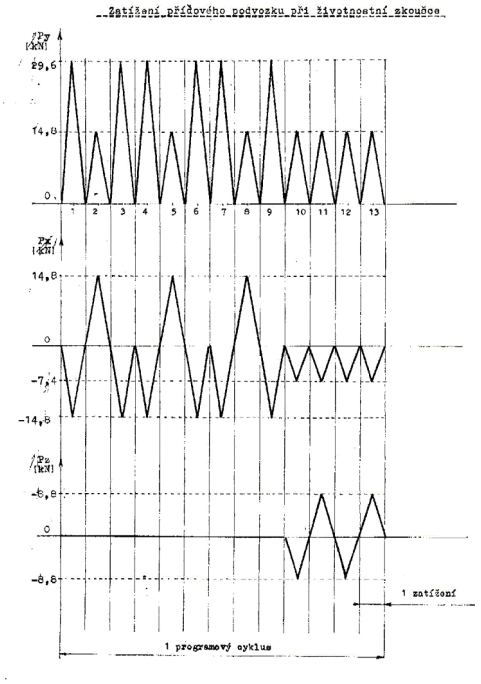
Při uvážení skutečnosti, že letoun je provozován na nejrůznějších vzletových a přistávacích drahách, při velmi širokém spektru hmotnosti samotného letounu, piloty s mimořádnými schopnostmi pilotáže až po začínající piloty-žáky s prakticky nulovými návyky na správné dosednutí letounu a jeho vzlet, o povětrnostních podmínkách a dalších vlivech již ani nemluvě, je zřejmé, že přistávací zařízení patří k jedné z nejvíce namáhaných částí letounu vůbec.

Většina vstupních parametrů majících bezprostřední vliv na správnou funkci podvozku a jeho životnost má ve svých hodnotách každého letu náhodný charakter.

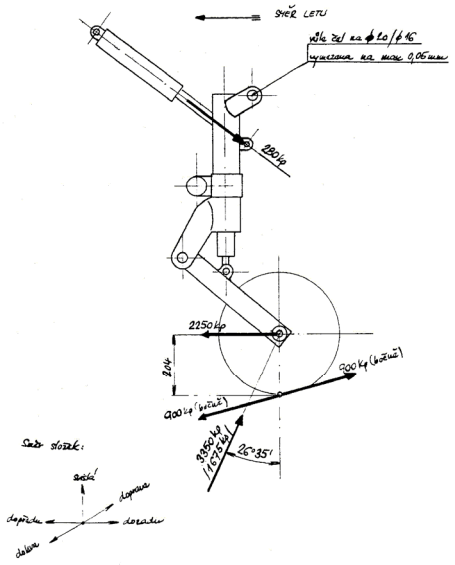
Sledování těchto parametrů v úplném rozsahu včetně vzájemných vazeb je prakticky nemožné, poněvadž všechny parametry by se musely sledovat u každého letounu a pro každý letoun by se individuálně zjišťovala jeho provozní spolehlivost a stanovovala zvlášť i bezpečná únavová životnost.

Doposud používaná metodika průkazu životnosti podvozků letadel vycházela ze zatěžování na jednoduchém vícekanálovém zatěžovacím stroji (obr.1), který byl navržen v 60. letech minulého století, a který quasi-staticky v 13 krocích trojúhelníkovým nebo rampovým průběhem zavádí do podvozku zatížení o velikosti a kombinaci, které jsou stanoveny na základě výpočtu předpokládaných zatížení v provozu obr.2 a 3).

Výsledky zkoušky jsou pak na reálný život přepočítávány podle naměřených spekter při skutečném provozu. Tato metoda byla podle potřeby doplňována zkouškou opakovanými pády na pohlcení provozní práce.



Obr.2 Zatěžovací diagram



Obr.3 Zatížení podvozku

Korelace této metody se skutečnými podmínkami v provozu je však malá. Uvedená metoda do jisté míry přeceňuje vliv svislé síly na životnost podvozku a naopak málo respektuje vlivy namáhání při pojíždění, zatáčení, brzdění atd. Přes své nedostatky však poskytuje rychlé ověření pevnostních a životnostních charakteristik mechanické konstrukce a tlumícího systému podvozku. Jedná se však o metodu empirickou a vytvoření teoretické základny pro další odhady a výpočty životnosti je prakticky nemožné.

PRINCIP METODY

Principem současných únavových zkoušek podvozků letadel u světových výrobců je realistická simulace v provozu získaného zatěžovacího spektra.

Uvedené provozní zatěžovací spektrum, představující typický letový úkol od pojíždění ke startu až k rolování na stojánku po přistání, je po příslušné úpravě a doplnění o případné další zatěžovací momenty použito jako zdrojový signál pro zrychlené zatěžování podvozku na

požadovaných místech pomocí servohydralických válců se zpětnou vazbou tak, aby napěťová odezva v příslušných částech podvozku odpovídala reálným provozním podmínkám. Podvozek je přitom upnut v upínacím přípravku, který napodobuje polohu a charakter uchycení podvozku vůči letounu v jednotlivých provozních fázích včetně tuhosti závěsů, zatahovacího systému apod. Jednotlivé bloky zatížení jsou obvykle řazeny do zatěžovacích sekvencí, které na sebe při vlastní zkoušce bezprostředně navazují. Této metodě zkoušek se říká „let za letem“.

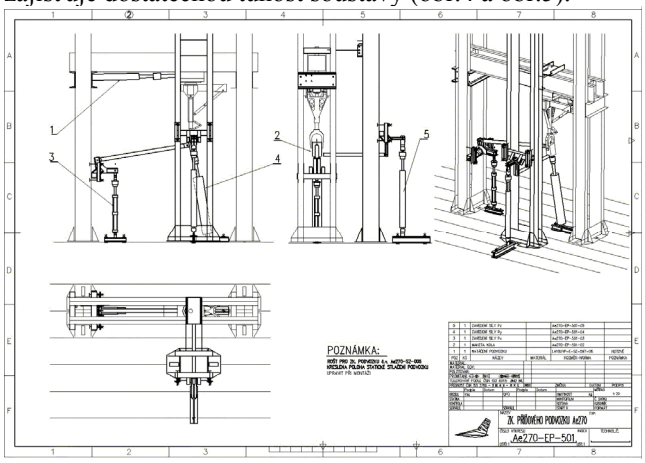
Takto k únavovým zkouškám přistupují prakticky všichni renomovaní výrobci letadel (podvozků) již několik let. Metodika k realizaci únavových zkoušek leteckých konstrukcí tímto způsobem se stále vyvíjí případ od případu podle toho je-li známé skutečné zatěžovací spektrum, nebo je-li toto spektrum odhadované popř. doplňované reálnými sekvencemi získanými v provozu stejného nebo podobného typu letounu. Další odlišnosti se potom týkají úpravy a zpracování nasbíraných provozních dat, volby hypotézy únavového poškození, vytvoření vlastních zkušebních zatěžovacích sekvencí a způsobu jejich náhodného nebo deterministického generování.

Tato metoda je již běžná a vysoce rozvinutá i u nás pro průkaz spolehlivosti a životnosti draků a jeho částí. Přechod na tuto metodu znamenalo okamžitý, v některých případech až 50% zisk na životnosti bez konstrukčního zásahu do konstrukce draku a účinné snížení součinitele bezpečnosti pro návrh nových konstrukcí, jejichž průkaz pevnostní spolehlivosti a životnosti bude touto metodou veden.

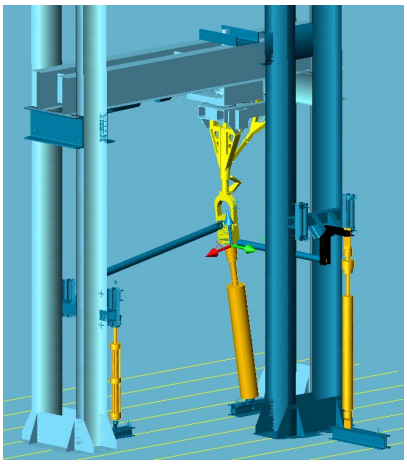
Zavedení této pokročilé metody průkazu pevnostní spolehlivosti a životnosti přistávacích zařízení nám [1] umožňuje úspěšné vyřešení projektů v programech Dopravního strojírenství 2, Rozvoje center, Strategických technologií a Rozvoj nosných disciplin centra leteckého výzkumu a zkušebnictví, v rámci kterých bylo pořízeno zkušební zařízení a příslušné programové vybavení, které je takto složitých postupů schopno a v kterých tato metodika byla vyvinuta a modelově odzkoušena [2].

KONSTRUKČNÍ ŘEŠENÍ A SESTAVA ZKOUŠKY

Uchycení podvozku ke svrchní stavbě roštu bylo navrženo jako tuhé. Podvozek byl zavěšen na masivní otočný závěs. pro zajištění simulace zatáčky. Zatěžování podvozku bylo navrženo ve třech navzájem kolmých osách, přičemž hlavní síly působí do osy kola v místě jeho styku se vzletově přistávací dráhou prostřednictvím jeho makety přičemž je uvážen i dynamický poloměr kola. Pro zatěžování byl použit Zatěžovací systém IST Hydropuls Schenck s digitální elektronikou Labtronic 8080. Vrchní rošt je sestaven z prvků stavebnicového systému, který zajišťuje dostatečnou tuhost soustavy (obr.4 a obr.5).



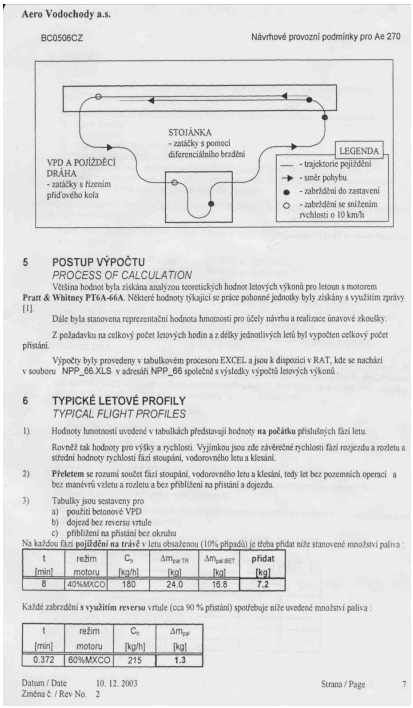
Obr.4 CAD zpracování zatěžovacího systému



Obr.5 3D pohled

MĚŘENÍ A ZPRACOVÁNÍ PROVOZNÍHO NAMÁHÁNÍ

Pro účely únavového průkazu, zpracoval finalista program letového měření jehož součástí byl návrh typického letového profilu (obr.6) včetně pohybu letounu po zemi. Letoun a tedy i podvozek byl osazen tenzometrickými snímači (obr.7) a podle programu letových měření byla tato měření provedena pro všechny centráže i váhové konfigurace. Pro účely vlastní únavové zkoušky byly vybrány takové tenzometrické snímače, které mají dobrou odezvu vždy na svislou, boční a předozadní sílu, přičemž účinky ostatních sil jsou pokud možno co nejmenší. Takové místo se obvykle na podvozku těžko hledá a další tenzometry v průběhu měření nebylo možné přidávat. To je obvyklý rozpor se záměry finalisty, kterému jde spíše o popis napjatosti v kritických místech. Vybrané tenzometry byly samozřejmě kompromisním řešením.



Aero Vodochody a.s.

BC0506CZ — Návrhové provozní podmínky pro Ae 270

5 POSTUP VÝPOČTU
PROCESS OF CALCULATION

Většina hodnot byla získána analýzou teoretických hodnot letových výkonů pro letoun s motorem **Pratt & Whitney PT6A-66A**. Některé hodnoty týkající se práce pohonné jednotky byly získány s využitím zprávy [1].

Dále byla stanovena reprezentační hodnota hmotnosti pro účely návrhu a realizace únavové zkoušky.

Z požadavku na celkový počet letových hodin a z délky jednotlivých letů byl vypočten celkový počet přistání.

Výpočty byly provedeny v tabulkovém procesoru EXCEL a jsou k dispozici v RAT, kde se nachází v souboru NPP_66.XLS v adresáři NPP_66 společně s výsledky výpočtů letových výkonů.

6 TYPICKÉ LETOVÉ PROFILY
TYPICAL FLIGHT PROFILES

1) Hodnoty hmotnosti uvedené v tabulkách představují hodnoty **na počátku** příslušných fází letu.

Rovněž tak hodnoty pro výšky a rychlosti. Výjimkou jsou zde závěrečné rychlosti fází rozjezdu a rozletu a střední hodnoty rychlosti fází stoupání, vodorovného letu a klesání.

2) **Přeletem** se rozumí součet fází stoupání, vodorovného letu a klesání, tedy let bez pozemních operací a bez manévrů vzletu a rozletu a bez přiblížení na přistání a dojezdu.

3) Tabulky jsou sestaveny pro
a) použití betonové VPD
b) dojezd bez reversu vrtule
c) přiblížení na přistání bez okruhu

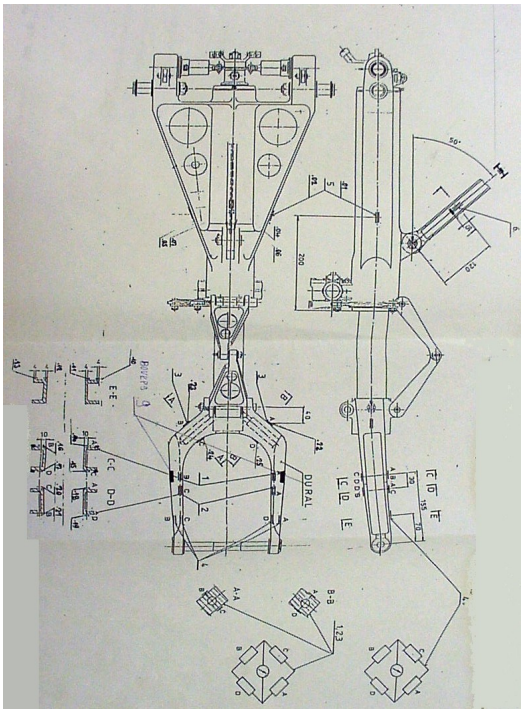
Na každou fázi **pojíždění na trávě** v letu obsaženou (10% případů) je třeba přidat níže stanovené množství paliva :

t [min]	režim motoru	C_h [kg/h]	$\Delta m_{pal\ TR}$ [kg]	$\Delta m_{pal\ BET}$ [kg]	**přidat** [kg]
8	40%MXCO	180	24.0	16.8	**7.2**

Každé zabrždění **s využitím reversu** vrtule (cca 90 % přistání) spotřebuje níže uvedené množství paliva :

t [min]	režim motoru	C_h [kg/h]	Δm_{pal} [kg]
0.372	60%MXCO	215	**1.3**

Datum / Date 10. 12. 2003 Strana / Page 7
Změna č. / Rev No. 2



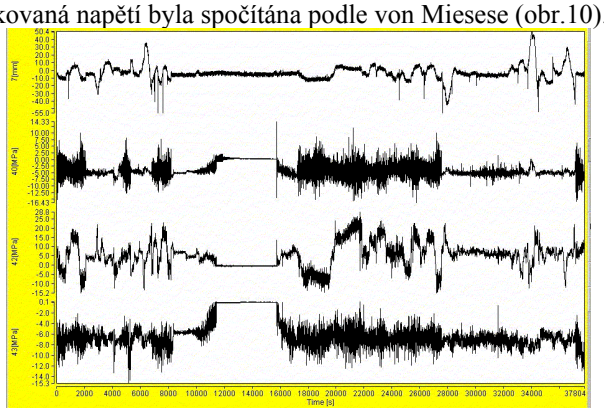
Obr.6 Návrh letového profilu

Obr.7 Rozmístění tenzometrů

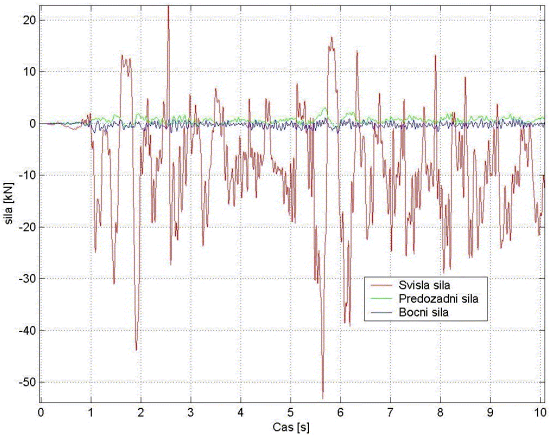
Naměřená data tedy časový průběh napětí na vybraných tenzometrech byly dále zpracovány v software TecWare od firmy LMS. Po přípravě naměřených dat byla pro jednotlivé vstupní časové posloupnosti režimů pohybu po zemi provedena dekompozice kmitů metodou stékání deště, pro každý samostatný režim vytvořeny „rainflow matice“ (RFM). Tyto matice byly filtrovány. Při této úrovni filtrace byly odstraněny nepodstatné kmity na úrovni šumu. Podle skladby režimů pak byla provedena superpozice matic. Ze superponovaných matic po druhé úrovni filtraci byla posléze vygenerována výsledná sekvence odpovídající letovému profilu. Zde bylo možné provést opět filtraci z hlediska únavy nevýznamných špiček což vedlo k účinnému zkrácení zatěžovacího spektra. Výsledné posloupnosti byly ještě podrobeny statistické a korelační kontrole, je nutno zajisti, aby statistické charakteristiky naměřených a vygenerovaných průběhů byly pokud možno stejné [3]. Tyto sekvence (obr.8) budou po případné další redukci sloužit jako zdrojový soubor dat pro iterační postup v řídícím systému zatěžovacího stroje.

NAPĚŤOVÁ ANALÝZA

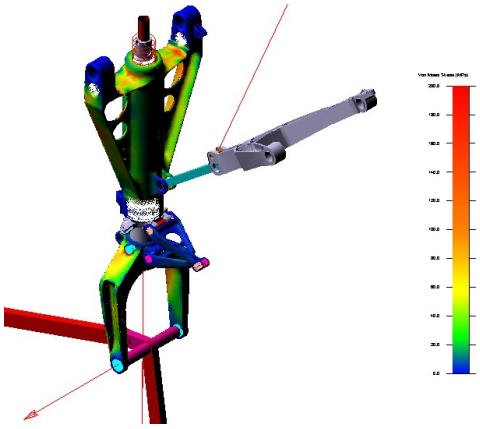
Takto vygenerované sekvence jsou však ještě příliš dlouhé a je nutné je dále redukovat. Obvyklým kriteriem je mez únavy materiálu. V praxi to znamená odstranit všechny špičky nižší než např. 50% meze únavy materiálu. Tuto filtraci ovšem nelze provést bez rozmyslu. Je nutné provést napěťovou analýzu, stanovit kritická místa, zjistit poměry největších napětí k napětí v místech ke kterým bude provedena iterace a podle toho provést filtraci. Za tímto účelem byl sestaven napěťový model podvozku při únavové zkoušce v SW Adams pro typickou pozici pístnice tlumiče při pojíždění (obr.9), přičemž bylo nutné sestavit alespoň přibližný dynamický model tlumiče. Redukovaná napětí byla spočítána podle von Miesese (obr.10).



Obr.8 Zpracované provozní režimy po filtraci



Obr.9 Část zatěžovacího cyklu

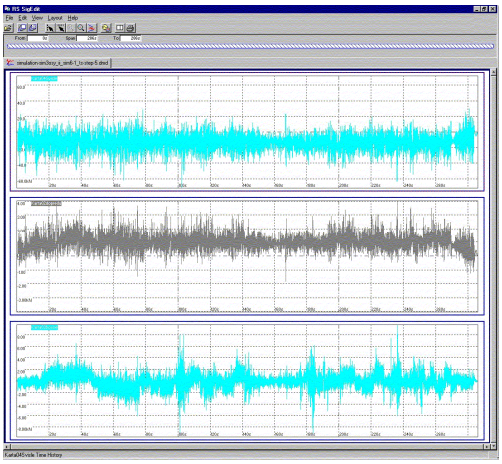


Obr.10 Napěťový model

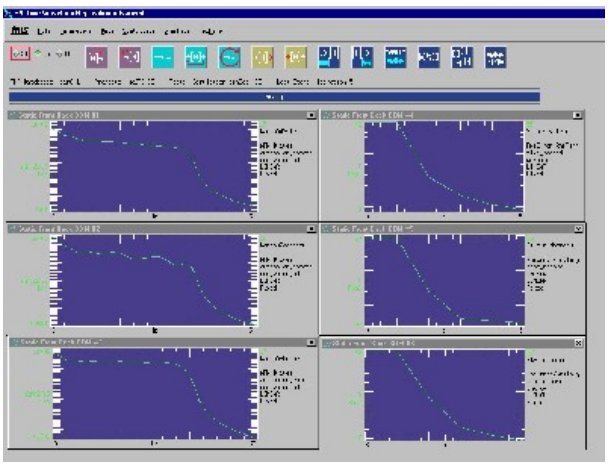
ZATĚŽOVACÍ SEKVENCE A ÚNAVOVÁ ZKOUŠKA

Vytvořené sekvence zatížení byly dále zpracovány v programovém souboru LMS TWR, kde v průběhu iteračního procesu byly vytvořeny datové soubory pro vlastní řízení hydraulických zatěžovacích válců (obr.11). Počet iteračních kroků k získání řídících datových souborů lze ovlivnit zadáním chyby, která je vyjádřena rozdílem mezi signálem vytvořeným a signálem požadovaným. Při rozumném zadání chyby stačí pro dostatečnou přesnost získaného signálu 3 až 4 iterační kroky (obr.12). Složením těchto řídících datových souborů se vytvoří bloky reprezentující segment únavové zkoušky (obr.13). Opakovaným přehráváním těchto segmentů tvoří běh únavové zkoušky (obr.14 a obr.15).

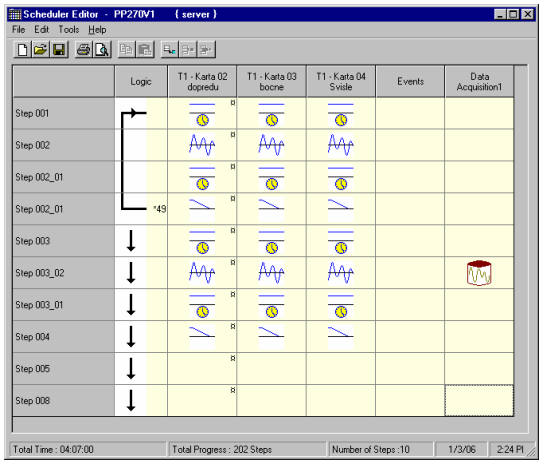
Celou soustavu je nyní ale nutné „naladit“. Nepříznivě se projevují zejména vůle v uložení, které je nutné maximálně eliminovat a netuhosti všeho druhu. Osvědčila se iterace jednotlivých kanálů per partes, což umožňuje eliminaci případných křížových vazeb [4].



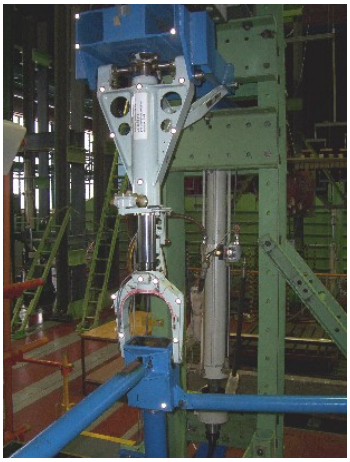
Obr.11 Řídící data pro hydromotory



Obr.12 Průběh iterační chyby



Obr.13 Bloky segmentu zkoušky



Obr.14 Podvozek při zkoušce

ZÁVĚR

Projekt byl logickým pokračováním předchozího tématicky příbuzného projektu, kde nově vyvinutá metodika životnostních zkoušek se v tomto projektu aplikuje na reálný nový podvozek nového letounu. Takto pojatý úkol se stává mezníkem v moderním průkazu pevnostní spolehlivosti a životnosti podvozků malých dopravních letadel.

V průběhu řešení projektu se podařilo získat neocenitelné zkušenosti zvláště v oblasti přípravy zkoušky, kdy se prakticky rozhoduje o její kvalitě a přesnosti. Prokázal se navržený metodický postup s tím, že zásadní je stanovení konkrétního provozního spektra letounu, pokrývajícího co nejširší kombinace provozních podmínek [5].

Otázka zvyšování životnosti je vždy složitým procesem, kde hrají velkou úlohu zkušenosti z provozem v různých podmínkách. Ty jsou obvykle neúplné, nebo nejsou k dispozici

vůbec. Proto realizace únavové zkoušky umožňuje řešit i přepočet na jiný druh provozu případně na jiné hmotnostní varianty.

Projekt byl řešen za finanční podpory Ministerstva průmyslu a obchodu České republiky.



Obr.15 Podvozek při únavové zkoušce

LITERATURA

[1] HORÁK, V.: *Návrh metodiky a příprava únavových zkoušek podvozku malého dopravního letounu*. Zpráva VZLÚ R-3562/03

[2] HORÁK, V.: *Advanced landing gear fatigue test method*. Danubia Adria Symposium 2004, Pula –Zagreb-Croatia, vol. 200, no. 2, p. 252-253. ISBN 953-96243-6-3.

[3] GREGOVÁ, E.: *Zpracování dat z měření na příďovém podvozku Ae-270 k vytvořen sekvence pro únavovou zkoušku* – protokol č. 146/3210/05, VZLÚ 3210

[4] MEZIHORÁK, B., HORÁK, V.: *Průběžná roční zpráva o řešení projektu v roce* 2005 – Zpráva VZLÚ R -3861/05, VZLÚ 3220

[5] MEZIHORÁK, B., HORÁK, V.: *Závěrečná zpráva o řešení projektu v letech* 2003 až 2005 – Zpráva VZLÚ R - 3862/05