

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

Letecký ústav

Ing. Petr Augustin

**SPEKTRA A SEKVENCE ZATÍŽENÍ PRO ÚNAVOVÉ
ZKOUŠKY LETECKÝCH KONSTRUKCÍ PROKAZOVANÝCH
PŘÍSTUPY SAFE LIFE A DAMAGE TOLERANCE**

LOAD SPECTRA AND SEQUENCES FOR FATIGUE TESTS OF SAFE LIFE
AND DAMAGE TOLERANT AIRCRAFT STRUCTURES

ZKRÁCENÁ VERZE PH.D. THESIS

Obor: Konstrukční a procesní inženýrství

Školitel: Prof. Ing. Antonín Pištěk, CSc.

Oponenti: Prof. Ing. Ivan Dvořák, CSc.
Doc. Ing. Miloslav Petrásek, CSc.

Datum obhajoby: 20. 8. 2004

KLÍČOVÁ SLOVA

únavová zkouška, náhodné zatěžování, dopravní letoun, spektrum zatížení, zatěžovací sekvence, zkrácení sekvence, zatížení od poryvů, kumulace únavového poškození, šíření trhliny

KEYWORDS

flight simulation fatigue test, transport aircraft, load spectrum, load sequence, small cycles omission, gust load, fatigue damage accumulation, crack propagation

Disertační práce je uložena na oddělení vědy a výzkumu
Fakulty strojního inženýrství VUT v Brně, Technická 2, 616 69 Brno

OBSAH

1 ÚVOD.....	5
2 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY	6
2.1 Zkoušky na jedné hladině zatížení.....	6
2.2 Zkoušky programovými bloky.....	7
2.3 Zkoušky náhodným zatěžováním	7
3 VYMEZENÍ CÍLE DISERTAČNÍ PRÁCE A ZVOLENÉ METODY ŘEŠENÍ..	8
4 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE	9
4.1 Návrh zatěžovací sekvence	9
4.2 Popis programu FLTSIM.....	13
4.3 Zkrácení zatěžovací sekvence z hlediska kumulace únavového poškození	15
4.4 Zkrácení zatěžovací sekvence z hlediska šíření trhliny	16
4.4.1 <i>Elberův model</i>	16
4.4.2 <i>Model šíření trhliny NASGRO</i>	17
4.4.3 <i>Rozbor pro trhlinu ve stojině</i>	19
4.4.4 <i>Rozbor pro nevyztužený panel s centrální trhlinou</i>	21
4.5 Experimenty na vzorcích nosníku.....	21
4.5.1 <i>Zařízení pro únavové zkoušky</i>	22
4.5.2 <i>Experimentální stanovení bezpečné životnosti nosníku křídla</i>	23
4.5.3 <i>Experimentální určení podkladů pro damage tolerance analýzu</i>	24
5 ZÁVĚR.....	25
6 SUMMARY.....	28
LITERATURA	31
AUTOROVO CURRICULUM VITAE	33
SEZNAM PUBLIKACÍ	33

1 ÚVOD

Problematika únavové životnosti se v letectví dostala do popředí v období po druhé světové válce. Do této doby byly požadavky na pevnost konstrukce diktovány z hlediska přenosu statického zatížení a stanovení životnosti vyžadováno nebylo. Nová generace letounů s sebou přinesla nárůst výkonů, nová konstrukční řešení a nové materiály, ale byla také charakteristická tlakem na použití méně konzervativních metod statických pevnostních výpočtů. Tyto faktory byly příčinou nástupu fenoménu únavy u poválečných letounů a projevíly se sérií havárií způsobených únavovými poruchami. Důležitou úlohu v rámci hledání jejich příčin hrály od počátku únavové zkoušky. Všeobecně známá je zkouška přetlakového trupu letounu Comet následující po několika haváriích tohoto letounu v roce 1954. Civilní i vojenské předpisy letové způsobilosti začaly v reakci na uvedené skutečnosti vyžadovat provádění výpočtů a zkoušek prokazujících, že konstrukce je schopna odolat opakovanému zatížení, kterému bude vystavena v provozu. Stanovená bezpečná životnost (safe life) je odvozena z výsledku zkoušky nebo výpočtu, tzv. střední životnosti, poděleného součinitelem spolehlivosti. Ten zohledňuje faktory mající vliv na přesnost odhadu střední životnosti způsobené např. rozptylem únavových vlastností materiálu a konstrukce, okrajovými podmínkami a mírou zjednodušení zkoušené konstrukce, kvalitou informací o velikosti a četnosti provozního zatížení letounu a metodou jeho aplikace při zkoušce, příp. rozptylem spektra zatížení u jednotlivých provozovaných letounů stejného typu. Velikost předpisových součinitelů spolehlivosti má zajistit nízkou pravděpodobnost poruchy během stanovené životnosti letounu.

Spolehlivostní přístup použitý u koncepcie bezpečné životnosti však nemusí v plné šíři zohlednit všechna poškození, která se mohou ve výrobě nebo provozu vyskytnout, čehož důkazem byla havárie letounu F-111 s náletem pouze 100 hodin způsobená únavovou poruchou. Následující změna požadavků předpisů je známa jakožto koncepce přípustného poškození (damage tolerance). Bezpečnost je u tohoto přístupu garantována vytvořením systému prohlídek, které musí odhalit únavové poškození kteréhokoliv prvku primární konstrukce před tím, než se rozšíří do velikosti vedoucí k jeho selhání. Program prohlídek je založen na znalosti růstové křivky únavového poškození z definované počáteční velikosti do kritické velikosti při limitním zatížení. Uvádí se, že průběh šíření trhliny a zbytkovou pevnost je nutno stanovit pro přibližně 150 míst primární nosné konstrukce draku letounu. Je zřejmé, že v tomto rozsahu není požadované informace možné získat výhradně zkouškami. Experimentální metody zde proto hrají roli nástroje poskytujícího materiálové charakteristiky a podklady pro verifikaci výpočtů na úrovni jednotlivých prvků reálné konstrukce (vyztužené panely, nosníky křídla apod.). Laboratorní zkoušky celého draku pak mohou navíc poskytnout zejména informace o poloze kritických míst v konstrukci a bývají ukončeny zkouškami zbytkové pevnosti.

Novější zkušenosti z použití koncepce přípustného poškození ukazují, že u letounů s vysokým náletem není schopna zabránit výskytu vícečetného poškození (wide spread fatigue damage). Jedná se o současný výskyt malých trhlin v jedné oblasti konstrukce, který výrazně redukuje její zbytkovou pevnost. Řešením umožňujícím bezpečné provozování tzv. stárnoucího letounu je určení hranice, kdy v jeho draku dochází k výskytu vícečetného poškození. Tato hranice je stanovena na základě statistického rozboru výskytu trhlin zjištěných v rámci prohlídek konstrukce v provozu a prohlídky draku rozebraného po ukončení únavové zkoušky. Používání letounu za touto hranicí je dohlédacími úřady umožněno jen po provedení opravy nebo modifikace příslušné části konstrukce u všech vyrobených letounů daného typu bez ohledu na skutečný stav.

Problematika únavy představuje stále jeden z podstatných úkolů řešených v rámci vývoje letounu, jehož cílem je dosáhnout hmotnostně úsporné konstrukce s vysokou bezpečností a dlouhou životností. Únavové zkoušky jsou prostředkem k dosažení tohoto cíle. Hrají důležitou úlohu při identifikaci kritických míst, jako nástroj pro přímé stanovení bezpečné životnosti, růstových křivek trhlin nebo zbytkové pevnosti porušené konstrukce. Další důležitá skupina zkoušek je zaměřena na získání podkladů pro výpočty, zejména S-N křivek a charakteristik šíření trhliny. Samotné výpočtové stanovení bezpečné životnosti a charakteristik přípustného poškození je založeno na použití nepřesných modelů a hypotéz kumulace únavového poškození, a proto se neobejde bez konfrontace s výsledky zkoušek.

2 SOUČASNÝ STAV ŘEŠENÉ PROBLEMATIKY

2.1 ZKOUŠKY NA JEDNÉ HLADINĚ ZATÍŽENÍ

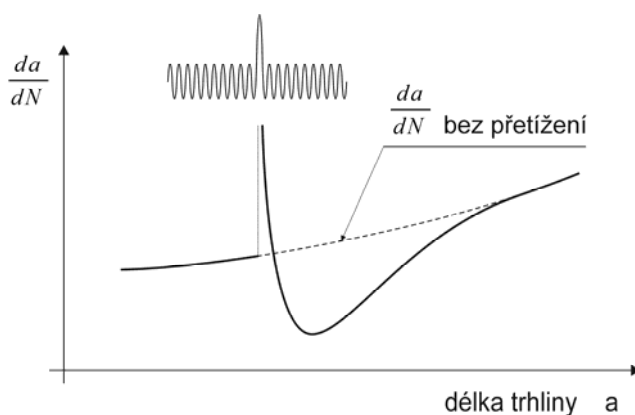
V minulosti u nás byly tyto zkoušky prováděny na základě metodiky CAGI jednoduchým zatížením míjivým cyklem 0–50 % početního zatížení. Příkladem může být únavová zkouška letounu L-39. Dalším používaným přístupem je taková volba amplitudy, aby bylo dosaženo maxima intenzity únavového poškození. Změna střední složky zatížení v jednotlivých fázích letu bývá zohledněna navržením samostatných bloků kmitů konstantní amplitudy pro každou fázi. Pro vyhodnocení zkoušky je nutné stanovit ekvivalentní počet kmitů konstantní amplitudy odpovídající únavovému poškození, které způsobí zatížení obsažené v provozním spektru vztaženém na určitý časový úsek. Přepočet, který je založen na použití Palmgren-Minerovy hypotézy kumulace únavového poškození, je zdrojem nepřesností, které mohou v některých případech dosáhnout velikosti až stovek procent [3]. Poškození je přitom určováno vzhledem k S-N křivce, která ne vždy vyjadřuje únavové vlastnosti zkoušené konstrukce dostatečně přesně. Dalším negativním faktorem těchto zkoušek je, že neposkytují spolehlivé informace o vzniku a šíření trhlin v konstrukci vystavené provoznímu spektru. I přes tyto skutečnosti jsou v současné době některé zkoušky částí konstrukce nebo vzorků (např. [4]–[8]) prováděny zatěžováním konstantní amplitudou.

2.2 ZKOUŠKY PROGRAMOVÝMI BLOKY

Podstata této metody spočívá v nahrazení provozního spektra dostatečným počtem hladin tak, aby byla zajištěna ekvivalence charakteristik vyhodnocovaných již při samotné tvorbě spektra z naměřeného průběhu zatížení (např. četnosti amplitud). Kmity ze shodné hladiny jsou v sestaveném programovém bloku seskupeny do stupňů. Posloupnost stupňů může být typu low-high-low, nebo může být realizována náhodnou volbou. Některými autory jsou preferována i jiná uspořádání stupňů v bloku. Porovnáme-li tento typ zkoušek s reálným provozním namáháním, je zřejmé, že seskupení stejných kmitů do stupňů stále představuje podstatné zjednodušení. Přitom posloupnost kmitů může podstatně ovlivnit výslednou životnost a průběh šíření trhliny. Důležitým faktorem však je, že při vyhodnocení únavové zkoušky odpadá provádění přepočtu s využitím hypotézy kumulace únavového poškození. Programové zkoušky jsou vhodné spíše pro dopravní letouny, u kterých lze průběh letu poměrně dobře nahradit jedním nebo více tzv. typických letů. V České republice bylo tohoto přístupu použito ještě v rámci únavové zkoušky letounu L 610, která probíhala při jednoduchém zatěžování programovým blokem obsahujícím kmity v pěti stupních. V této kategorii letounů se nejednalo ani ve světovém srovnání o výjimku, o čemž svědčí full scale zkoušky letounů ATR 42 a 72 [9]. Složitý programový blok obsahující 500 různých letů byl nedávno také aplikován při zkoušce křídla letounu Z 242 L [10].

2.3 ZKOUŠKY NÁHODNÝM ZATĚŽOVÁNÍM

Další přiblížení k reálnému průběhu provozního zatížení letounu představují únavové zkoušky náhodným zatížením. Stejně jako u programových zkoušek je provedeno nahrazení spojitého spektra dostatečným počtem tříd. Jednotlivé kmity nebo lokální extrémů však nejsou v zatěžovací sekvenci uspořádány do stupňů, ale jsou generovány s náhodným pořadím. Závislost šíření trhliny a experimentálně stanovených hodnot životnosti na historii zatěžování (viz. obr.1, další příklady jsou uvedeny v disertační práci) jsou důvodem pro přednostní použití těchto zkoušek. Jejich preferování je také v souladu s metodikou [11] navazující na předpis FAR23,



Obr. 1 – Změna rychlosti šíření trhliny po aplikaci přetěžovacího kmitu.

podle které je únavová zkouška typu let za letem s náhodným pořadím vrcholů zatížení považována za metodu stanovení životnosti letounu, která se nejvíce přibližuje reálnému provozu konstrukce. V České republice je tento přístup v leteckém průmyslu používán od konce osmdesátých let při zkouškách celých draků letounů z a.s. Aero Vodochody, konkrétně se jednalo o letouny L-59, L159 a Ae270 (např. [12] a [13]).

3 VYMEZENÍ CÍLE DISERTAČNÍ PRÁCE A ZVOLENÉ METODY ŘEŠENÍ

Na Zkušebně letecké techniky Leteckého ústavu FSI VUT v Brně bylo v posledních několika létech vybudováno pracoviště pro provádění únavových zkoušek. Postupně byly získány zkušenosti při zkouškách vzorků a částí konstrukce, které byly prováděné v rámci vývoje a certifikace dopravního letounu Ae270 a sportovního letounu EV-97 VLA ([4]–[8]). Zadavatelé (Aero Vodochody, resp. a.s. Evektor-Aerotechnik Kunovice) zajistili návrh zatěžovací sekvence a Letecký ústav se podílel realizací zkoušky. Vzhledem k existenci vlastního programu únavových zkoušek vzorků nosníku křídla dopravního letounu, které byly ve spolupráci Leteckého ústavu a podniku Let a.s. Kunovice zahájeny v rámci řešení grantového projektu GA ČR s názvem Únosnost nosníku s porušující se stojinou pro účely damage tolerance analýzy [14], bylo vhodné zaměřit se na problematiku návrhu zatěžovací sekvence pro tyto zkoušky. První vyrobené vzorky byly v souladu se určením úkolu zkoušeny při zatížení s konstantní amplitudou. Podstatnou byla zkouška zbytkové pevnosti vypovídající o poklesu únosnosti nosníku v důsledku přítomnosti únavové poruchy ve stojině, případně také v pásnici. Úkolem únavové zkoušky bylo nacyklování trhliny potřebné délky, aniž byla stanovena souvislost mezi počtem v provozu odlétaných hodin a délkou únavové trhliny. Proto se nabízelo provést změnu způsobu zatěžování tak, aby bylo umožněno stanovení časové závislosti šíření trhliny, a rozšířit tak existující potenciál velkoryse koncipovaného programu zkoušek. Také v případě všech ostatních únavových zkoušek provedených na Leteckém ústavu, včetně zkoušek částí letounů Ae270 a EV-97 VLA, bylo provozní spektrum zatížení nahrazeno poměrně jednoduchou zatěžovací sekvencí kmitů konstantní amplitudy se střední složkou měnící se v jednotlivých fázích letu. Vzhledem k nutnosti použití kumulativního pravidla pro vyhodnocení těchto zkoušek je nutné preferovat spíše složitější zkoušky typu let za letem s proměnnou amplitudou a náhodným pořadím vrcholů zatížení. Zvládnutí problematiky návrhu tohoto typu sekvence, tedy průběhu zatížení, který již simuluje skutečný provoz letounu, bylo důležité pro další činnost v oblasti nejen experimentálního, ale i výpočtového řešení únavové životnosti na LÚ. Tento cíl byl také zařazen do programu dílčího úkolu B3 Centra leteckého a kosmického výzkumu vzniklého na LÚ a v neposlední řadě představuje také zaměření této disertační práce. V České republice dosud nebyl komplexní pohled na problematiku

náhodného zatěžování při únavových zkouškách letounů s převažujícím poryvovým zatížením publikován.

Splnění tohoto cíle si vyžádalo řešení těchto dílčích úkolů:

- vývoj počítačového programu pro generaci zatěžovací sekvence,
- posouzení vlivu zkrácení zatěžovací sekvence vypuštěním kmitů nejmenších amplitud z hlediska kumulace únavového poškození a šíření trhliny včetně potřebného softwarového vybavení a využití vhodných metod zpracování historie zatěžování,
- použití MKP pro stanovení průběhu součinitele intenzity napětí v komplexní konstrukci,
- zajištění kompatibility řídicího systému servohydraulického zařízení pro únavové zkoušky umožňující použití rozsáhlých zatěžovacích sekvencí se složitou strukturou.

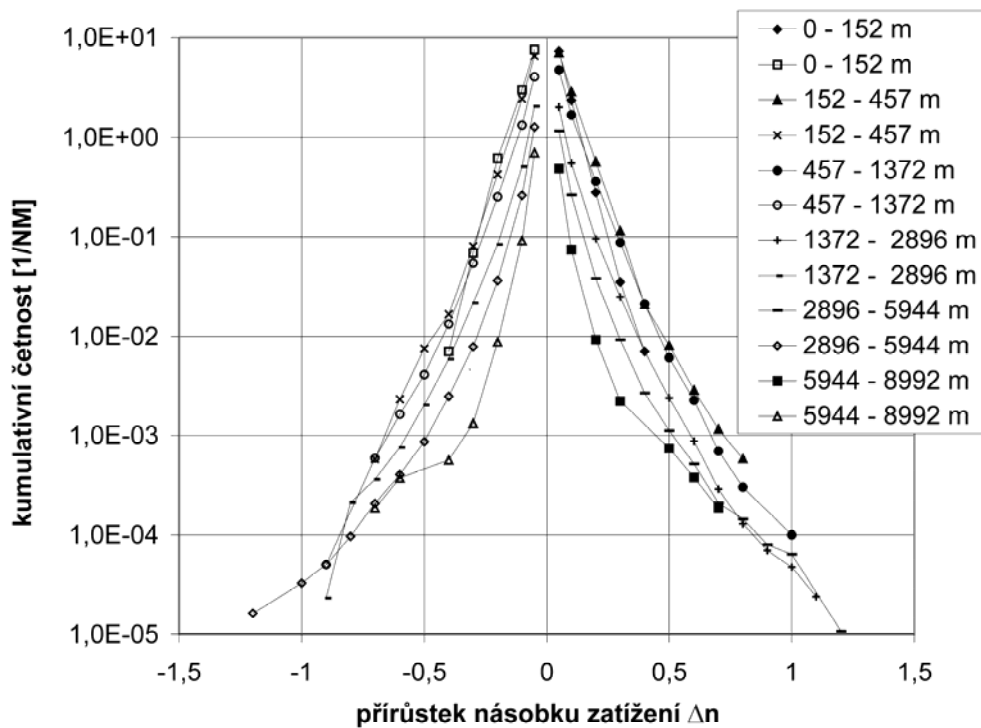
Praktické ověření zvládnutí celé problematiky proběhlo v rámci programu zkoušek nosníků křídla dopravního letounu, který zahrnoval:

- zkoušky při zatěžování vzorku sekvencí s proměnnou amplitudou zaměřené na experimentální stanovení bezpečné životnosti a verifikaci výpočtu bezpečné životnosti,
- zkoušky při zatěžování vzorku konstantní amplitudou síly pro určení S-N křivky kritického místa nosníku,
- zkoušky při zatěžování vzorku sekvencí s proměnnou amplitudou zaměřené na experimentální stanovení růstové křivky únavového poškození stojiny a
- statické zkoušky zbytkové pevnosti nosníku s trhlinami ve stojině a pásnici.

4 HLAVNÍ VÝSLEDKY PRÁCE

4.1 NÁVRH ZATĚŽOVACÍ SEKVENCE

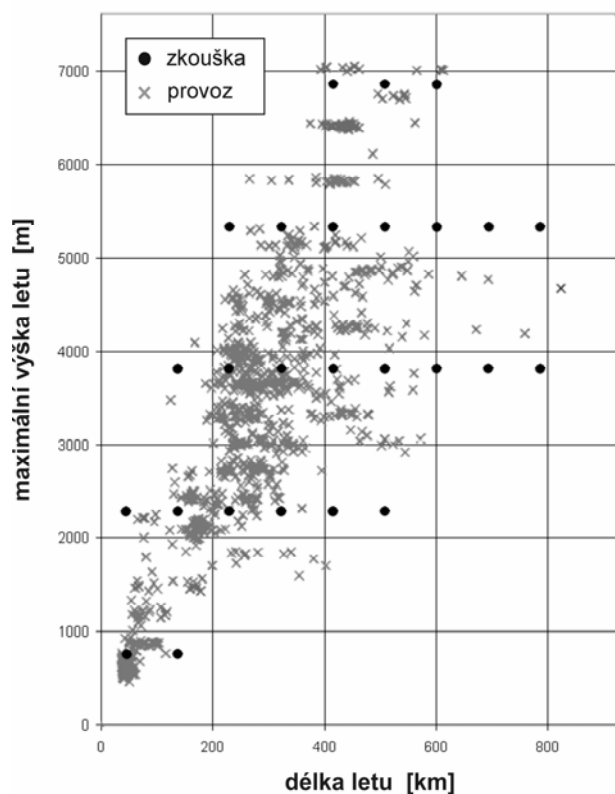
Základní charakteristiky zatěžovací sekvence pro zkoušku vzorků nosníku křídla byly stanoveny na základě studia podkladů uvedených v rešeršní části disertační práce. Sekvence kmitů opakovaná během zkoušky reprezentuje 3612 letů a 2400 letových hodin (LH), což představuje desetinu předpokládané bezpečné životnosti zkoušené konstrukce. Použité spektrum násobků zatížení n (násobků gravitačního zrychlení) bylo naměřeno na malém dopravním letounu [15]. Tato měření byla svými autory zpracována do jednoparametrické formy, která udává kumulativní četnosti lokálních (přesněji tzv. absolutních) extrémů průběhu n . Při sestavení sekvence kmitů zatížení od poryvů a manévřů během letu se předpokládá pohyb daný typickým profilem letu. Letoun stoupající po startu postupně „prolétává“ jednotlivými výškovými intervaly, pro které jsou spočteny počty extrémů zařazovaných z příslušného dílčího spektra letového zatížení (obr.2) do sekvence. Stejným způsobem jsou vygenerovány kmity pro další fáze letu. Je předpokládáno více druhů typických letů, které pokrývají škálu využití letounu této kategorie



Obr. 2 – Kombinované spektrum poryvů a manévrů pro fázi stoupání, horizontálního letu a klesání (NM – námořní míle).

z hlediska výšky letu a délky létaných tratí (obr.3). Uvedený postup tedy respektuje závislost průměrné velikosti a četnosti zatížení na výšce letu.

V případě vyhodnocení naměřeného průběhu zatížení do jednoparametrického spektra lokálních extrémů nejsou zachyceny vazby při přechodu mezi extrémů. Sestavení zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku je tak možno provést více způsoby. Z hlediska únavového poškození nejnepříznivější variantu představuje vytváření kmitů z extrémů nacházejících se na horní a dolní obálce spektra, kterým odpovídá stejná kumulativní četnost (Extreme Excursion). Naproti tomu v nejobecnějším případě mohou být kmitů tvořeny extrémů vybíranými náhodně, aniž by bylo rozlišováno mezi horní a dolní obálkou spektra (Random Peak Through Excursion). Lze předpokládat, že poškození bude při takovémto způsobu sestavení sekvence nejmenší. Třetí možnost představuje náhodná volba extrémů, která je střídavě prováděná z horní a dolní obálky spektra (Upper to Lower Curve Excursion). Hodnocení těchto tří způsobů sestavení historie zatížení z jednoparametrického kumulativního spektra bylo publikováno v práci [16]. Srovnání bylo provedeno na různých spektrech, která byla k dispozici jak v dvouparametrické, tak jednoparametrické podobě. Výsledky provedených výpočtů životnosti do iniciace trhliny a životnosti ve fázi šíření trhliny ukazují, že podle předpokladu je nejkonzervativnější metodou postup, kdy jsou tvořeny největší rozkmitů mezi horní a dolní obálkou spektra (EE). V závislosti na typu spektra představuje podhodnocení počtu cyklů do iniciace trhliny vůči přesnějšímu výpočtu



Obr. 3

byly nepřijatelné. Proto bylo nutné provést zkrácení zatěžovací sekvence vypuštěním kmitů nejmenších amplitud. Použitý způsob zkrácení spektra letových zatížení vychází z faktu, že poškozuující účinek od jednotlivého lokálního extrému je definován teprve v kombinaci s následujícím nebo předcházejícím lokálním extrémem, se kterým vytváří půlkmit. Generování zatěžovací sekvence je proto prováděno z původní nezkrácené podoby spekter a o tom, zda bude příslušný lokální extrém zařazen, se rozhoduje na základě posouzení charakteristik půlkmitů utvářených náhodnou volbou. Pro dvojice po sobě jdoucích lokálních extrémů je během sestavování sekvence spočtena napěťová odezva v předpokládaném kritickém místě konstrukce a příslušná hodnota maxima ekvivalentního míjivého kmitu podle Odinga:

$$\sigma_{h,ekv} = \sqrt{2\sigma_a(\sigma_a + \sigma_m)}. \quad (1)$$

Rozkmit je zařazen v případě, že hodnota $\sigma_{h,ekv}$ překročí stanovenou mez $\sigma_{h,ekv,C}$. Uvedený postup byl aplikován ve dvou modifikacích.

- U **zatěžovací sekvence A** jsou jako posuzované dvojice lokálních extrémů brány sestupné půlkmity. Postup automaticky zajišťuje také vypuštění většiny vzestupných půlkmitů s velikostí $\sigma_{h,ekv}$ pod stanovenou hranicí.

provedenému z dvouparametrické podoby spektra 20–45 %. Odhady životnosti ve fázi šíření trhliny jsou již méně konzervativní, odchylka je méně než 15 %. Pro oba pseudonáhodné postupy (ULCE a RPTE) ukazují odhady poškozuujících účinků lepší přiblížení skutečnosti, než je tomu u první metody, přičemž zůstávají na bezpečné straně. Zatěžovací sekvenci byla proto sestavena metodou ULCE. Použitá spektra poryvů a manévřů, jak byla publikována, obsahují značné množství extrémů zatížení o velmi malé hodnotě – hranice pro „oříznutí“ spektra kolmého násobku zatížení byla zvolena na úrovni $\Delta n = \pm 0,05$. Pokud by při únavové zkoušce bylo simulováno toto spektrum úplně, odpovídalo by desetině bezpečné životnosti přibližně $1,3 \cdot 10^6$ kmitů. Časové nároky na takovou zkoušku by

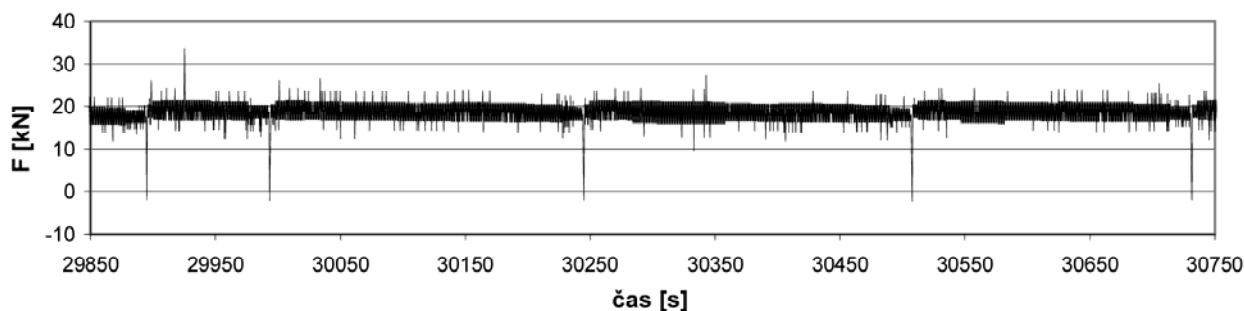
- **Zatěžovací sekvence B** se liší od sekvence A vyřazením zbývajících vzestupných půlkmitů pod stanovenou úrovní $\sigma_{h,ekv}$, které je prováděno při opakovaném průchodu sestavené historie zatížení pro daným let.

Uvedeným způsobem bylo sestaveno sedm variant lišících se různou úrovní vypuštění kmitů malých amplitud včetně nezkrácené sekvence vygenerované z úplného spektra letových zatížení. Přehled získaných historií zatížení, které byly označeny jako S1–S7, je uveden v tab.1. Příklady krátkých úseků jejich průběhu jsou v grafické podobě znázorněny na obr.4. Hodnoty $\sigma_{h,ekv,C}$ a N_C svázané spolu rovnicí S-N křivky ČIIN (viz odst.4.3) lze chápat jako různé formy vyjádření meze únavy předpokládané při sestavení dané varianty zatěžovací sekvence. Od velikosti meze únavy se tedy odvíjí maximální možná míra vypuštění nejmenších rozkmitů ze sekvence a tedy jejího zkrácení. Určení skutečné velikosti meze únavy pro danou konstrukci by bylo možné provedením únavových zkoušek v příslušné oblasti únavové křivky, je to ale vzhledem k vysokému počtu cyklů a nákladům na výrobu dalších vzorků nereálné. Publikované únavové křivky zjištěné ze zkoušek typických konstrukcí draků letounu nebývají ze stejných důvodů uváděny pro hodnoty vyšší než 10^7 cyklů. Velikost N_C je ale možné přibližně odhadnout na základě extrapolace průběhu těchto křivek a dále její volbu konfrontovat s příklady uvedenými v literatuře. Jako sekvence pro zkoušku vzorků nosníku s maximální přípustnou úrovní zkrácení byla z hlediska meze únavy zvolena varianta označená S4. Při jejím sestavení byla nastavena hodnota $N_C = 4,16 \cdot 10^7$. Porovnáním s typickou únavovou křivkou křídla letounu P-51 [17], lze považovat zvolenou velikost meze únavy za odpovídající vlastnostem reálných konstrukcí křídel z hliníkových slitin. Stejně tak ze srovnání s publikovanými zatěžovacími sekvencemi pro kategorii dopravních letounů, které je uvedeno v disertační práci, plyne, že velikost meze únavy byla zvolena spíše konzervativně.

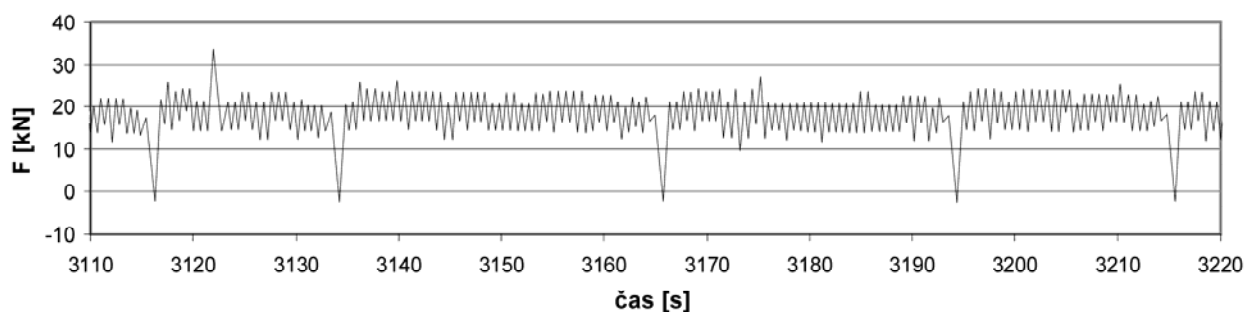
	Počet kmitů zatížení od poryvů a manévřů				$\sigma_{h,ekv,C}$	N_C
	Sekvence A		Sekvence B			
	[LH ⁻¹]	[-]	[LH ⁻¹]	[-]		
S1	536,29	1287508	536,29	1287504	15,78	$4,00 \cdot 10^9$
S2	291,54	699924	279,63	671316	28,46	$6,46 \cdot 10^7$
S3	161,53	387782	147,84	354934	29,52	$5,00 \cdot 10^7$
S4	65,05	156157	50,51	121254	30,31	$4,16 \cdot 10^7$
S5	46,30	111149	37,17	89229	33,83	$1,93 \cdot 10^7$
S6	17,94	43064	14,74	35394	39,60	$7,74 \cdot 10^6$
S7	5,37	12893	4,34	10427	43,29	$5,42 \cdot 10^6$

Tab. 1

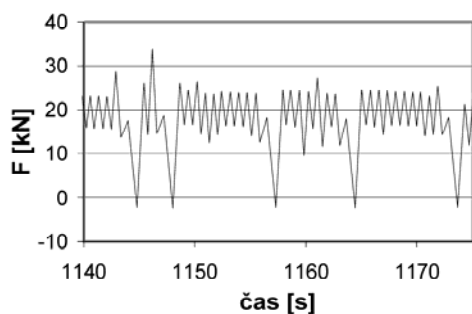
536,29 [LH⁻¹]



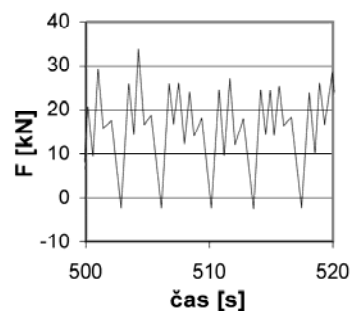
50,51 [LH⁻¹]



14,74 [LH⁻¹]



4,34 [LH⁻¹]



Obr. 4 – Čtyři lety vygenerované zatěžovací sekvence lišící se různou úrovní vypuštění malých kmitů (sekvence B).

4.2 POPIS PROGRAMU FLTSIM

Algoritmus sestavení zatěžovací sekvence byl naprogramován v jazyce Pascal. Program generuje sekvenci postupně po jednotlivých letech. Sestavení každého letu zahrnuje tyto kroky:

- náhodnou volbu typického profilu letu,
- vygenerování náhodné posloupnosti extrémů zatížení od poryvů a manévrů pro fáze stoupání, horizontálního letu a klesání,
- vypuštění malých rozkmitů,
- náhodnou volbu extrémů ze spekter pozemních zatížení a zařazení největšího záporného extrému do sekvence,

- přepočítání sekvence kmitů vyjádřených hodnotami násobků zatížení na hodnoty sil vyvozovaných jednotlivými hydromotory použitými pro zkoušku,
- přiřazení zatěžovací frekvence každému kmitu,
- zápis vygenerovaného letu do výstupních souborů a
- zaznamenání základních informací o sekvenci a průběhu její generace.

Výběr extrémů za spekter je prováděn na základě pravděpodobnosti jejich výskytu pomocí generátoru náhodných čísel. S využitím standardní pascalovské funkce Random je generováno náhodné číslo RN s rovnoměrným rozdělením v intervalu $\langle 0,1 \rangle$. Třídou s , ze které bude hledaný lokální extrém pocházet, pak stanovíme z podmínky:

$$\sum_{i=1}^{s-1} p_i < RN \leq \sum_{i=1}^s p_i, \quad (2)$$

kde:

$$p_i = \frac{n_i}{\sum_{i=1}^q n_i} \quad (3)$$

je pravděpodobnost výskytu lokálního extrému ve třídě i (relativní třídni četnost), která se určí jako podíl třídni četnosti n_i součtem třídni četností všech lokálních extrémů v horní nebo dolní obálce spektra. Po zařazení vybraného extrému do sekvence je pravděpodobnost výskytu v příslušné třídě opakovaně přepočítávána, což zajistí úplné vyčerpání obsahu spektra. Obdobného principu je použito také pro volbu typického letu.

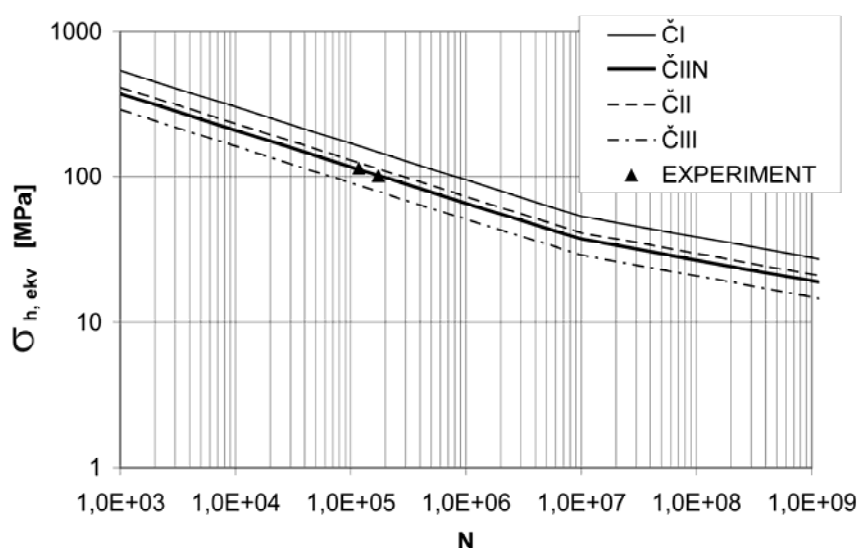
Vygenerovaná zatěžovací sekvence a související údaje jsou programem ukládány do sedmi textových souborů. Jde o:

- soubor obsahující sekvenci zatěžujících sil ve formátu programu Approx, který je používán k přípravě vstupních dat pro řídicí software zařízení pro únavové zkoušky,
- dva soubory se zkrácenou sekvencí v podobě časové posloupnosti násobků a sil pro všechny při zkoušce použité hydromotory,
- dva soubory s nezkrácenou variantou sekvence v podobě časové posloupnosti násobků a sil. Tyto soubory umožňují jednoduchou vizuální kontrolu vytvořené sekvence (obr.4).
- Do dalšího souboru jsou shrnuty nejdůležitější informace o sekvenci a průběhu její generace, zejména všechny vypuštěné extrémy a jimi tvořené půlkmitů.
- Poslední soubor se sekvencí je zapsán ve formátu softwaru NASGRO [18]. NASGRO bylo použito pro zpracování historie zatížení metodami RAIN FLOW a RANGE PAIR a pro posouzení vlivu zkrácení zatěžovací sekvence z hlediska šíření trhliny.

4.3 ZKRÁCENÍ ZATĚŽOVACÍ SEKVENCE Z HLEDISKA KUMULACE ÚNAVOVÉHO POŠKOZENÍ

Pro kvantitativní posouzení přípustné úrovně zanedbání kmitů nejmenších amplitud byla nejprve pro všechny varianty sekvence spočtena únavová poškození podle P-M teorie lineární kumulace. Historie zatížení byla uvažována jak jako jednoduchá posloupnost půlkmitů (RANGE COUNTING), tak byla také zpracována metodami RAIN FLOW a RANGE PAIR implementovanými v programu NASGRO.

V rámci výpočtů poškození jsou předpokládány únavové vlastnosti podle únavové (S-N) křivky, která byla získána modifikací rodiny křivek pro konstrukce z materiálu ČSN 42 4202.61 [19]. Vzhledem k tomu, že dva ze sedmi vyrobených vzorků nosníku byly zkoušeny na jedné hladině zatížení, mohla být na základě výsledků těchto zkoušek získána křivka, která lépe odpovídá konstrukčnímu provedení zkoušeného nosníku. Jako kritické místo bylo identifikováno místo uchycení ocelových závěsů v oblasti dolní pásnice. Trhliny ve stojině byly nalezeny u obou vzorků nosníku po demontáži závěsů, v jednom případě došlo ve stejném



Obr. 5 – Únavová křivka ČIIN kritického místa vzorků nosníku křídla.

místě také ke vzniku trhliny v pásnici. Únavová křivka, která je označena jako ČIIN (obr.5), byla získána posunutím křivky o shodném exponentu s ostatními křivkami rodiny s ohledem na experimentální data. Napětí v kritickém místě bylo stanoveno z tenzometrických měření.

Samotný výpočet kumulace únavového poškození je prováděn programy v jazyce Pascal, které byly nazvány MINER (výpočet pro metodu RANGE COUNTING), MINER RF (RAIN FLOW) a MINER RP (RANGE PAIR). Funkce programů spočívá v postupném průchodu souboru se zatěžovacími sekvencemi, přičemž jsou sčítána únavová poškození pro všechny půlkmity, resp. úplné kmity. U programu MINER jde přímo o výstupní soubor generátoru FLTSIM obsahující zkrácenou sekvenci sil.

Přírůstek poškození je počítán pro vzestupné i sestupné půlkmity obsažené v sekvenci jako $d_i = 0,5 / N_i$, kde N_i je počet cyklů do poruchy z únavové křivky pro ekvivalentní míjivý kmit podle rovnice (1). Postup sumace tedy odpovídá jednoduché metodě RANGE COUNTING. V případě programů MINER RF a MINER RP je výstupní sekvence vygenerovaná programem FLTSIM nejprve zpracována příslušnou třídící metodou, převedena do požadovaného formátu a teprve následně vyhodnocena. Únavové poškození od úplných kmitů je určováno jako $d_i = 1 / N_i$. Celkové poškození dostaneme jako $D = \sum_i d_i$, poškození vztažené

na jednu letovou hodinu pak jako $D_{1h} = D / T$, kde T je počet letových hodin simulovaných v rámci jedné realizace zatěžovací sekvence. Za předpokladu platnosti P-M hypotézy je v okamžiku porušení dosaženo hodnoty únavového poškození rovné jedné. Odtud lze bezpečnou životnost odhadnout jako $L_B = 1 / (D_{1h} \cdot \eta)$, kde η je předpisový součinitel spolehlivosti [11], zde konkrétně je $\eta = 4$. Výpočty jsou ve všech případech provedeny jak bez uvážení meze únavy, tak pro mez únavy, která odpovídá počtu cyklů $N_C = 4,3 \cdot 10^7$. Z výsledků uvedených na obr.13 je vidět, že v případě výpočtu s uvážením meze únavy a při použití třídících metod RAIN FLOW a RANGE PAIR nedochází pro zkrácené varianty zatěžovacích sekvencí S2–S4 k ovlivnění predikované hodnoty bezpečné životnosti vzhledem k sekvenci S1, která byla vygenerována z úplného spektra. Další závěry z provedených analýz jsou uvedeny v kap.5.

4.4 ZKRÁCENÍ ZATĚŽOVACÍ SEKVENCE Z HLEDISKA ŠÍŘENÍ TRHLINY

Jako další možnost pro posouzení vypuštění kmitů malých amplitud ze zatěžovací sekvence byl zkoumán jeho vliv na životnost ve fázi šíření trhliny. Zatímco analýza kumulace únavového poškození uvedená v předchozí kapitole zahrnuje všechny fáze únavového procesu (přičemž nerespektuje jejich odlišnosti), je v tomto případě posuzována pouze etapa poslední. Rozbory byly provedeny pro reálnou poruchu stojiny, ke které došlo při únavové zkoušce vzorku nosníku, a dále pro zjednodušený případ centrální trhliny v nevyztuženém panelu. Pro výpočet růstových křivek únavového poškození byly posuzovány tři různé modely šíření trhliny. Dva z těchto modelů byly také prakticky aplikovány pro studium vlivu zkrácení sekvence. Jejich stručný popis je uveden v následujících dvou odstavcích.

4.4.1 Elberův model

Podklady o charakteristikách šíření únavové trhliny pro materiál D16č-ATV použitý při výrobě stojiny nosníků zkoušených na Leteckém ústavu byly publikovány v pracích Růžka [20]–[22]. Experimentální data byla v oblasti ustáleného šíření aproximována upraveným Parisovým:

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K_{eff}^q \quad (4)$$

a v oblasti zrychleného šíření Formanovým vztahem:

$$\frac{da}{dN} = \frac{C' \Delta K_{eff}^n}{K_{C_{eff}} - \Delta K_{eff}}, \quad (5)$$

které vyjadřují rychlost šíření trhliny v závislosti na efektivní hodnotě rozkmitu součinitele intenzity napětí, kterou definoval Elber jako:

$$\Delta K_{eff} = K_h - K_{OP} \quad (6)$$

Uvedený popis šíření trhliny uvažuje jev uzavírání trhliny. Jeho podstata spočívá v tom, že se trhlina v důsledku vzniku zbytkových tlakových pnutí v plastické zóně uzavírá při nenulové hodnotě tahového napětí σ_{OP} . Rov. (6) zahrnuje také vliv součinitele nesouměrnosti kmitu R, protože uzavření trhliny a tím i hodnota ΔK_{eff} závisí na R. Pro výpočet efektivního součinitele intenzity napětí je použito funkční závislosti:

$$\Delta K_{eff} = U \Delta K, \quad (7)$$

kde pro slitinu 2024 (ekvivalent materiálu D16) je tzv. efektivní hodnota součinitele nesouměrnosti kmitu vyjádřena Schijveho vztahem platným v intervalu $(-1 \leq R \leq 1)$:

$$U = 0,55 + 0,35R + 0,1R^2. \quad (8)$$

Hodnota U je tedy mimo R závislá také na materiálových vlastnostech.

Výpočet šíření trhliny s využitím popsaného modelu byl opět naprogramován v jazyce Pascal. Programy byly nazvány CG (výpočet pro metodu RANGE COUNTING), CG RF (výpočet po zpracování historie zatížení metodou RAIN FLOW) a CG RP (metoda RANGE PAIR).

4.4.2 Model šíření trhliny NASGRO

Jako dalšího prostředku pro výpočty šíření trhliny bylo použito softwaru NASGRO [18]. Tento program je rozšířen v oblasti leteckého a kosmického průmyslu a byl vyvinut v široké mezinárodní spolupráci (např. NASA, ESA, FAA, Boeing, Airbus). Tzv. rovnice NASGRO má tvar, který je platný pro oblast prahového, ustáleného i zrychleného šíření trhliny:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_h}{K_C} \right)^q}, \quad (9)$$

kde C , n , p a q jsou empirické konstanty a f označuje funkci otevření trhliny:

$$f = \frac{K_{OP}}{K_h}. \quad (10)$$

Její hodnoty jsou určovány v závislosti na R :

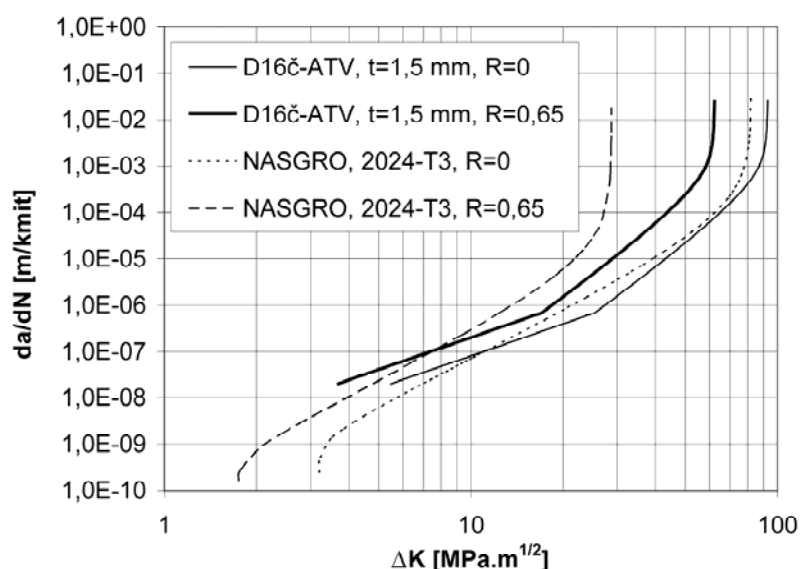
$$f = \begin{cases} \max(R, A_0 + A_1R + A_2R^2 + A_3R^3) & R \geq 0 \\ A_0 + A_1R & -2 \leq R < 0 \end{cases} \quad (11)$$

Na rozdíl od rovnice (4) je zahrnuta také prahová hodnota rozkmitu součinitele intenzity napětí ΔK_{th} , což má význam právě v souvislosti s řešenou problematikou posouzení vypuštění kmitů malých amplitud. Vztahy používané pro její stanovení v závislosti na velikosti součinitele asymetrie stejně jako vztahy pro výpočet koeficientů použitých v rov. (11) lze nalézt v disertační práci. Nárůst lomové houževnatosti s poklesem tloušťky dílu t vzhledem k hodnotě určené za podmínek rovinné deformace K_{IC} je zde vyjádřena jako:

$$K_C / K_{IC} = 1 + B_k e^{-(A_k t/t_0)^2}, \quad (12)$$

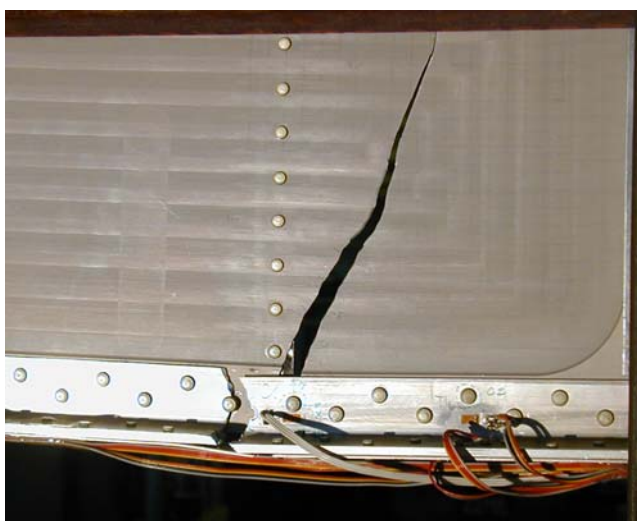
$$t_0 = 2,5(K_{IC} / R_e)^2. \quad (13)$$

Materiálová databáze programu neobsahuje vhodná data pro materiál 2124, který je ekvivalentem slitiny D16č-ATV použité na výrobu stojiny vzorků nosníku. Jako nejbližší byly zvoleny materiálové charakteristiky slitiny 2024-T3, které byly uvažovány ve všech výpočtech pomocí NASGRa (obr.6).

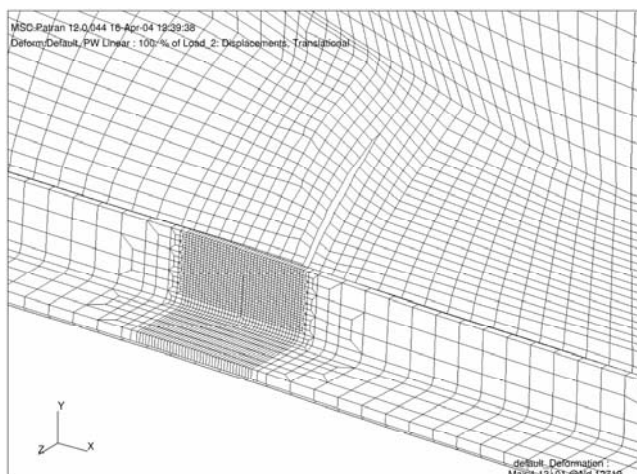


Obr. 6 – Porovnání použitých modelů šíření trhliny.

4.4.3 Rozbor pro trhlinu ve stojině

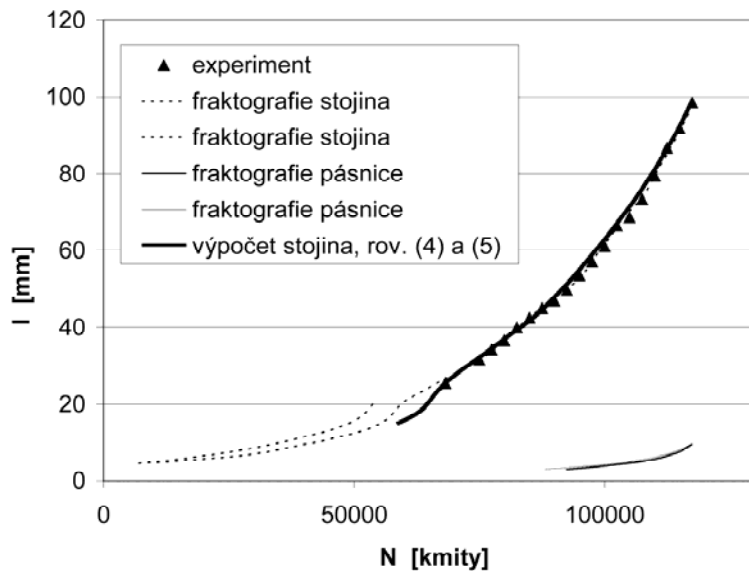


Obr. 7

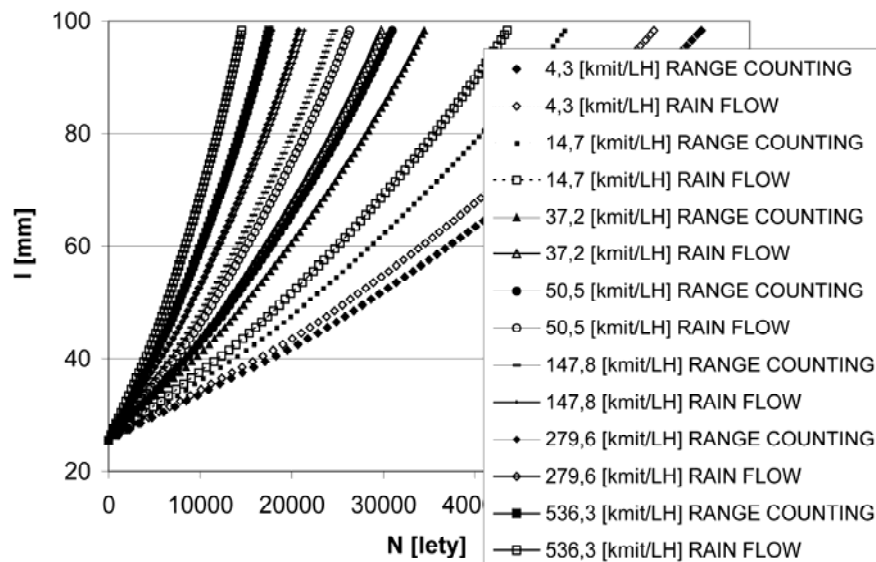


Obr. 8

intenzity napětí K pro trhlinu ve stojině bylo použito MKP. V modelu v systému MSC/NASTRAN jsou zahrnuty poruchy ve stojině i pásnici (obr.8). Náhrada nýtových spojů v oblasti trhliny, jejíž tuhost výrazně ovlivňuje přesnost výpočtu K , byla realizována na nosíkových elementy. Jejich průřezové charakteristiky byly voleny s ohledem na tuhost spoje stanovenou experimentálně na jednoduchých vzorcích nýtových spojů [24]. Výpočet hodnoty K byl nejprve proveden pro všechny tři módy namáhání trhliny pomocí trhlinových elementů CRAC3D [25]. Podle očekávání bylo zjištěno, že velikosti složek K_{II} a K_{III} jsou blízké nule, a proto bylo dále uvažováno namáhání trhliny pouze v módu I ($K_I = K$). Z důvodů lepší shody vypočteného průběhu šíření trhliny s výsledky vizuálního pozorování a fraktografické rekonstrukce byly další výpočty prováděny energetickou metodou dvojího výpočtu popsanou např. v lit. [26]. Výsledný průběh součinitele intenzity napětí pro trhlinu ve stojině byl dále používán pro všechny výpočty šíření trhliny

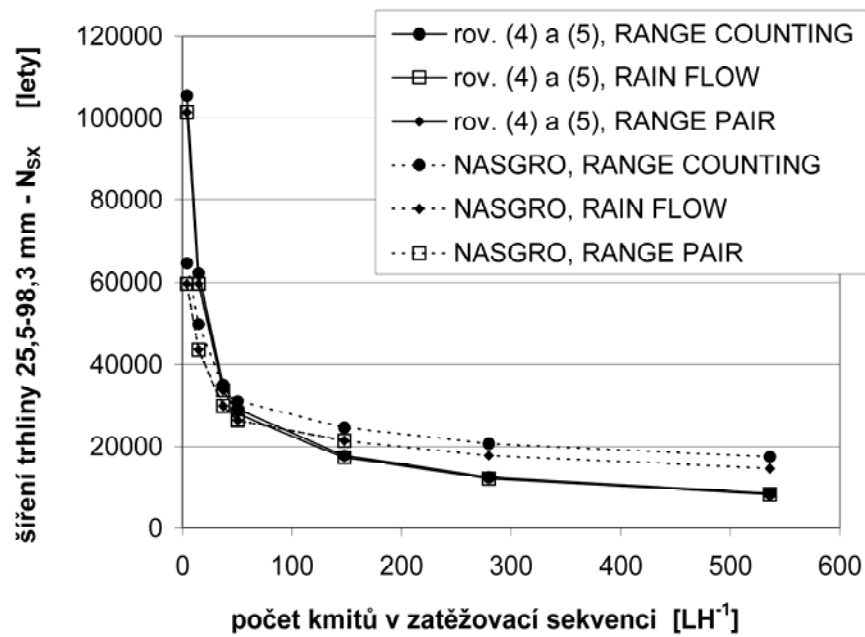


Obr. 9 – Růstové křivky trhlin z obr.7. $F_a = 20 \text{ kN}$, $R = 0$.



Obr. 10 – Růstové křivky pro sekvence B. Model šíření trhliny NASGRO.

při zatěžování sestavenou sekvencí. Příklady těchto růstových křivek jsou uvedeny na obr.10. Obdobnou informaci zpracovanou ve formě závislosti života ve fázi šíření trhliny (doby potřebné na prodloužení trhliny o stanovenou délku) na počtu kmitů obsažených v zatěžovací sekvenci nalezneme na obr.11. Je vidět, že na rozdíl od analýzy kumulace únavového poškození se zahrnutím meze únavy, dochází v tomto případě již při nejmenším rozsahu vypuštění kmitů malých amplitud ke snížení poškozujícího účinku sekvence, které se v tomto případě projevuje ve formě zpomalení šíření trhliny. Další závěry z provedených analýz jsou opět uvedeny v kap.5.



Obr. 11 – Život ve fázi šíření trhliny pro různé sekvence B.

4.4.4 Rozbor pro nevyztužený panel s centrální trhlinou

Stejný rozbor vlivu zkrácení zatěžovací sekvence na život ve fázi šíření trhliny, jako byl proveden pro trhlinu ve stojně, byl realizován také pro případ nevyztuženého panelu s centrální trhlinou. Pro toto těleso označované také jako CCT nebo MT vzorek je známo analytické řešení průběhu součinitele intenzity napětí. Srovnání výpočtů provedených pro případ stojiny a nevyztuženého panelu s centrální trhlinou ukázalo, že se vliv zkrácení v obou případech projevuje přibližně se stejnou měrou.

4.5 EXPERIMENTY NA VZORCÍCH NOSNÍKU

Navržená zatěžovací sekvence je určena pro zkoušky vzorků nosníku křídla dopravního letounu, jejichž dimenze odpovídají nosníku křídla letounu LM200 Loadmaster (obr.12, tab.2). Experimentální data získaná ze zkoušek vzorků nosníků lze shrnout do těchto skupin:

- růstové křivky poruch vytvořených během únavové zkoušky při zatěžování konstantní amplitudou s využitím přímého optického měření a faktografické rekonstrukce,
- růstové křivky poruch získané během únavové zkoušky při zatěžování s proměnnou amplitudou stanovené pomocí přímého optického měření,
- tvary únavových trhlin ve stojně a pásnici měřené na povrchu,
- zbytkové pevnosti porušeného nosníku a mechanismus porušení konstrukce,
- střední resp. bezpečné životnosti nosníku ze zkoušky s proměnnou amplitudou zatížení,

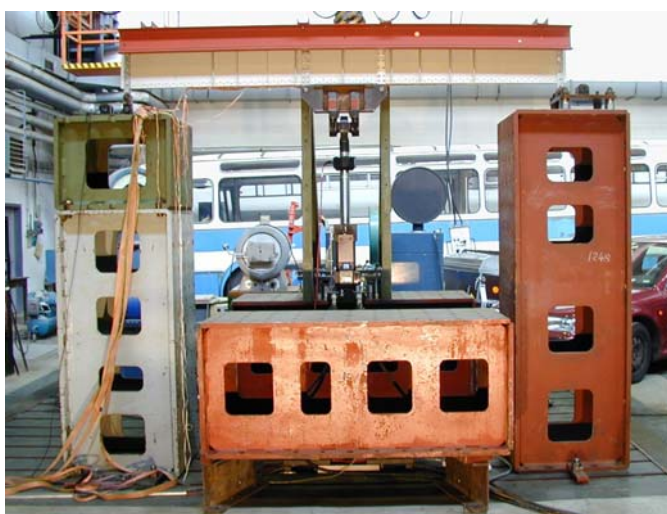
- počty cyklů do vzniku únavové trhliny v kritickém místě vzorku při zatěžování konstantní amplitudou pro sestrojení S-N křivky nosníku,
- data z tenzometrických měření prováděných při únavových i statických zkouškách.

Vzorek	Tl. stojiny	Zatížení	Experimentální data
	[mm]		
N1	1,5	$F_a = 20 \text{ kN}, R = 0$	RK, ZP, S-N
N3	2	$F_a = 20 \text{ kN}, R = 0$ $F_a = 23,5 \text{ kN}, R = 0$	S-N
N4	2	sekvence, $F^1 = 26823 \text{ N}$	RK, ZP
N5	1	sekvence, $F^1 = 26823 \text{ N}$	RK, ZP
N6	2	sekvence, $F^1 = 26823 \text{ N}$	L_s

Tab. 2 – Přehled vzorků nosníků a provedené zkoušky (RK – růstové křivky, ZP – zbytková pevnost, S-N – únavová křivka, F^1 a σ^1 – síla na hydromotoru resp. napětí v krit. místě odpovídající hor. letu s násobkem $n = 1$).

4.5.1 Zařízení pro únavové zkoušky

K provádění únavových zkoušek disponuje Zkušebna letecké techniky Leteckého ústavu systémem, který je založen na osmikanálové řídicí jednotce INOVA CU14. Jednotka CU14 zajišťuje generaci průběhu žádané hodnoty řízené veličiny a průběžný záznam měřených veličin do datových souborů. Zkoušky jsou ovládány pomocí programového systému INOVA LabExpert/SAF 406, který byl navržen pro blokové zatěžování kmitů o konstantní amplitudě. Rozsáhlou zatěžovací sekvencí se složitou strukturou nebylo možno použít. Ve spolupráci firmou INOVA bylo nalezeno a realizováno řešení tohoto problému. Bylo využito funkce programu LabExpert, která slouží k zadání obecného průběhu zatěžovacího kmitu. Toho může



Obr. 12

být použito, pokud je třeba z nějakého důvodu zatěžovat průběhem odlišným od běžně používaných sinusových nebo trojúhelníkových tvarů. Libovolný tvar kmitu musí být definován s periodou odpovídající periodě regulačního výpočtu regulátoru (obvykle je používána hodnota 1 ms) a uložen v datovém souboru na pevném disku. Do souboru je tedy principiálně možné uložit i průběh zatížení pro celý simulovaný let. Musí však být zapsán podle uvedených pravidel. V praxi to

znamená, že celá zatěžovací sekvence, jejíž realizace při únavové zkoušce trvá řádově desítky hodin, musí být navzorkována s periodou 1 ms. Vzhledem k tomu, že každý soubor obsahuje data pouze pro jeden kanál, je celkový počet souborů dán nejenom počtem letů v zatěžovací sekvenci, ale také počtem hydromotorů použitých při zkoušce. Navržený postup vede na značný objem dat a celkový počet souborů popisujících zkoušku může dosáhnout až několika desítek tisíc. Příprava těchto dat je prováděna pomocí off-line pracujícího programu Approx. Program načítá zatěžovací sekvenci, která byla vygenerována a uložena do textového souboru programem FLTSIM. Sekvence je zapsána jako časová posloupnost lokálních extrémů sil a pro dvojice extrémů je stanovena zatěžovací frekvence. Lokální extrémy jsou pospojovány sinusovými segmenty, tyto průběhy jsou následně navzorkovány a uloženy do datových souborů.

Řídící jednotka CU14 je na úrovni výstupu žádané hodnoty řízené veličiny, vstupu signálů externích snímačů polohy a síly a vstupů a výstupů linek havarijních signálů propojena s regulátorem MTS 407. Regulátorem je ovládán 100 kN hydromotor MTS 244 použitý pro tuto zkoušku.

4.5.2 Experimentální stanovení bezpečné životnosti nosníku křídla

Zkouška, jejímž cílem bylo stanovení bezpečné životnosti při zatěžování simulujícím letový provoz, byla provedena na vzorku N6. Z důvodu urychlení průběhu zkoušky byla hladina nominálního napětí v kritickém místě zvýšena na velikost $\sigma^1 = 67,7$ MPa. V důsledku zvýšení napětí v kritickém místě vzhledem k hladině $\sigma^1 = 54$ MPa, která je dána požadovanou teoretickou bezpečnou životností nosníku 24000 LH, dochází k výrazné redukci počtu kmitů nacházejících se pod mezí únavy na úrovni $N_C = 4,3 \cdot 10^7$ cyklů. I v případě sekvence vygenerované z úplného spektra spadá pod mez únavy pouze cca. 10 % kmitů. Protože není z časových důvodů reálné použití zatěžovací sekvence obsahující 90 % kmitů úplného spektra zatížení, byla zvolena zkrácená varianta sekvence S5 s tím, že vyhodnocení bezpečné životnosti nosníku bylo provedeno na základě výsledku zkoušky přepočtem. K nálezu trhliny ve stojině pod závěsem došlo na vzorku N6 po odzkoušení 90 014 LH. Pro určení životnosti, která odpovídá zatěžování nezkrácenou sekvencí na shodné hladině zatížení může být využito teoretických hodnot únavových poškození spočetných pro příslušné sekvence a hladiny napětí:

$$L_S = L'_S \frac{(D_{1h})_{S5, \sigma^1=67,7 MPa}}{(D_{1h})_{S1, \sigma^1=67,7 MPa}} = 90014 \frac{2,35 \cdot 10^{-5}}{5,567 \cdot 10^{-5}} = 38000 LH \quad (14)$$

a odtud velikost bezpečné životnosti:

$$L_B = \frac{L_S}{\eta} = \frac{38000}{4} = 9500 LH. \quad (15)$$

Obdobně střední životnost pro hladinu napětí $\sigma^1 = 54$ MPa určíme jako:

$$L_S = L'_S \frac{(D_{1h})_{S5, \sigma^1=67,7MPa}}{(D_{1h})_{S4, \sigma^1=54MPa}} = 90014 \frac{2,35 \cdot 10^{-5}}{1,009 \cdot 10^{-5}} = 209650 LH \quad (16)$$

a odtud hodnota životnosti bezpečné:

$$L_B = \frac{L_S}{\eta} = \frac{209650}{4} = 52400 LH. \quad (17)$$

Únavovou zkouškou byla tedy stanovena bezpečná životnost nosníku přibližně 2x vyšší, než je teoretická hodnota. Tato relace je v souladu s citacemi uváděnými v lit. [12] („vzorky zkoušené programem FALSTAFF dosahovaly 0,6 až 3,2 hodnoty vypočtených životů, přičemž střední hodnota byla blízká 1,5“) nebo s výsledky únavové zkoušky motorového lože letounu Ae270 provedené na Zkušebně LÚ ([7], 1,5 L_B – nález prvního poškození, 2,25 L_B – zkouška zbytkové pevnosti).

4.5.3 Experimentální určení podkladů pro damage tolerance analýzu

Zkoušky zaměřené na stanovení charakteristik šíření trhliny a zbytkové pevnosti, které představovaly většinu provedených experimentů, byly uskutečněny na třech vzorcích.

V průběhu první fáze experimentu - únavových zkoušek - byla měřena aktuální poloha čela trhlín iniciovaných na požadovaných místech ve stojině pro sestrojení růstových křivek poškození (obr.9). Omezení používaného přímého optického měření představuje skutečnost, že není možné sledovat trhlínu skrytou pod sousedními konstrukčními prvky (rozpěrky a pásnice) a zachytit tak její rozvoj v požadovaném rozsahu. Velikosti počátečních poškození pro damage tolerance analýzu, které jsou definovány v předpise [27], se pohybují se v rozsahu od desetin do několika mm, nejmenší změřené délky byly přitom řádově v desítkách mm. Z těchto důvodů v praxi plyne důraz na přednostní výpočtové stanovení růstových křivek. Experimentálně získané podklady pak představují důležitý prostředek pro verifikaci výpočtu, jak bylo demonstrováno v odst.4.4.3.

Po ukončení únavových zkoušek byly ve všech případech provedeny zkoušky zbytkové pevnosti porušených vzorků. Výchozí poškození představovaly trhliny ve stojině (N1 a N5), případně vícečetné únavové poruchy stojiny a pásnice (N1 a N4). K dolomení vzorků docházelo v závislosti na výchozí poruše dvěma odlišnými způsoby. Pokud se jednalo o vícečetnou poruchu zahrnující trhlínu v pásnici, došlo k dolomení pásnice současně s prodloužením trhliny ve stojině (obr.7) V případě neporušených pásnic probíhalo dolomení formou poruchy nýtů spoje pásnice a stojiny při současném prodloužení trhliny ve stojině. Pořadí poruch se bohužel nepodařil přesvědčivě prokázat ani na základě vyhodnocení záznamu destrukce vzorku pořízeného pomocí digitální rychlokamery. Z vyhodnocení únosnosti porušených vzorků v tab.3 je vidět, že s výjimkou vzorku N4 došlo k dolomení při velmi podobné hodnotě nominálního napětí ve stojině. Lze proto usuzovat na stejný počáteční mechanismus těchto poruch – nestabilní šíření trhliny ve stojině. Svědčí o tom také hodnota součinitele intenzity napětí stanovená pro vzorek N1 metodou

konečných prvků, která dobře odpovídá lomové houževnatosti plechu z materiálu D16č-ATV. Nízké hodnoty napětí v pásnici i stojně při destrukci vzorku N4 (s únavovým poškozením pásnice největšího rozsahu) naopak ukazují, že dolomení vzorku bylo v tomto případě pravděpodobně zahájeno právě nestabilním šířením trhliny v pásnici.

Vzorek			N1	N1	N4	N5
Tloušťka stojny	t	[mm]	1,5	1,5	2	1
Délka trhliny ve stojně	l_{ZP}	[mm]	98,3	138,3	60,8	134,1
Podíl por. průřezu pásnice	S_{ZP}/S_p	[-]	0,12	0	0,24	0
Únosnost nepor. nosníku	F_{krit}	[N]	95654	95654	96116	82391
Zbytková pevnost nosníku	F_{ZP}	[N]	87400	81550	76987	59009
Napětí ve stojně v ok. lomu	τ_{ZP}	[MPa]	179,7	167,7	119,1	180,8
Napětí v pásnici v ok. lomu	σ_{ZP}	[MPa]	254,1	237,1	197,0	168,8
K v okamžiku lomu (MKP)	K_{ZP}	[N.mm ^{1/2}]	2335,5	-	-	-
K v okamžiku lomu (MKP)	K_{ZP}/K_C	[-]	1,07	-	-	-

Tab. 3

5 ZÁVĚR

Předkládaná práce se zbývá problematikou spekter zatížení a jejich praktickou aplikací při únavových zkouškách leteckých konstrukcí. Jejím cílem bylo přispět k rozvoji Zkušebny letecké techniky Leteckého ústavu dosažením úrovně obvyklé v oblasti únavových zkoušek na předních pracovištích u nás i v zahraničí. Tento úkol byl také zařazen do programu dílčího úkolu B3 Centra leteckého a kosmického výzkumu vzniklého na Leteckém ústavu. Dosavadní zkušenosti ze zkoušek prováděných na LÚ pro zadavatele z řad českého leteckého průmyslu tradičním, nicméně dnes již překonaným, zatěžováním na jedné hladině ukázaly na nutnost zvládnutí podstatně komplikovanějších zkoušek proměnou amplitudou, kterými je možno simulovat skutečné namáhání draku letounu v provozu. Opodstatněnost úsilí věnovanému této problematice byla v minulosti potvrzena výsledky mnohých výzkumů, z nichž některé byly citovány v disertační práci, které ukazují na negativní vliv zjednodušení obvyklých u starších typů únavových zkoušek na přesnost predikovaných charakteristik životnosti konstrukcí.

Praktickým přínosem disertační práce je především zvládnutí návrhu zatěžovací sekvence určené pro únavové zkoušky nosníku křídla dopravního letounu. Sekvence byla koncipována jako sekvence typu let za letem s náhodným pořadím extrémů zatížení. Algoritmus sestavení sekvence z poryvových spekter zatížení naměřených na letounu BE-1900 D byl navržen s respektováním závislosti únavového poškození na výšce letu a struktury provozu letounu z hlediska výšky a rychlosti letu a délky létaných tratí. Získaná historie zatížení reprezentuje úsek odpovídající 1/10 předpokládané bezpečné životnosti zkoušené konstrukce. Její sestavení by nebylo

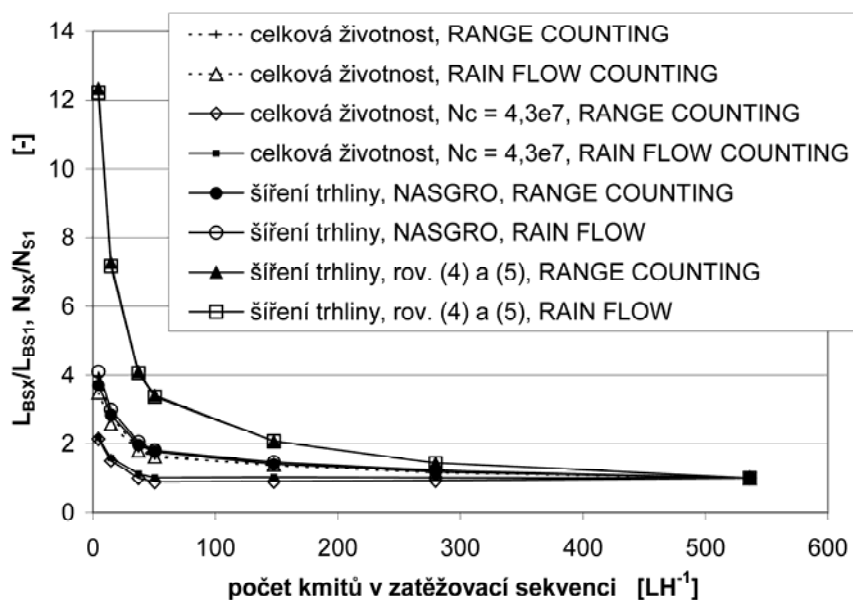
možné bez vytvoření nezbytného softwarového zabezpečení. Generování zatěžovací sekvence je prováděno programem FLTSIM, hodnocení sekvencí z hlediska kumulace únavového poškození programy MINER, MINER RF a MINER RP a z hlediska šíření trhliny s využitím Elberova modelu pomocí programů CG, CG RF a CG RP. Kromě těchto vlastních programů bylo využíváno v zahraničí rozšířeného softwaru NASGRO, který je určen pro řešení problémů lomové mechaniky leteckých konstrukcí. V rámci výpočtů šíření trhliny byl posuzován nejen jednoduchý případ nevyztuženého panelu s centrální trhlinou, ale také šíření trhliny v komplexní konstrukci nosníku křídla. Průběh součinitele intenzity napětí pro poruchu ve stojině byl určen metodou konečných prvků s využitím systému MSC/NASTRAN. Přesnost výpočtového modelu zahrnující MKP výpočet a model šíření trhliny byla verifikována srovnáním s měřeními prováděnými při únavové zkoušce a s výsledky fraktografické analýzy porušeného nosníku. Pro všechny použité softwarové prostředky byla vyřešena kompatibilita datových formátů, aby bylo možno dosáhnout efektivního hodnocení vygenerovaných historií zatížení z hlediska různých charakteristik únavové životnosti.

Klíčovou otázkou návrhu únavových zkoušek s proměnnou amplitudou zatížení představuje posouzení přípustné míry zkrácení zatěžovací sekvence vypuštěním nejmenších rozkmitů, což umožňuje snížení časových nároků na zkoušku. Z provedených analýz vlivu zkrácení z hledisek kumulace únavového poškození a šíření trhliny (obr.13) vplynuly následující závěry.

- Z použitého spektra zatížení bylo možno vyřadit 90 % kmitů letových zatížení, jejichž amplituda se nachází pod mezí únavy. Jejich příspěvek k iniciaci trhlín v konstrukci je možno zanedbat. Redukovaný počet kmitů, cca. $50 LH^{-1}$, odpovídá hodnotám uváděným pro zkoušky draků dopravních letounů, nebo je spíše na bezpečné straně.
- Přípustná míra zkrácení sekvence závisí na únavových vlastnostech předpokládaného kritického místa zkoušené konstrukce a na velikosti napětí pro násobek zatížení $n = 1$ v tomto místě. Jakékoliv zhoršení únavových vlastností nebo zvýšení hodnoty σ^1 vede k zvětšení počtu kmitů, pro které platí $N < N_C$, a tím i k prodloužení délky zatěžovací sekvence, pokud má být suma únavového poškození shodná se sekvencí vygenerovanou z úplného spektra.
- Výpočty poškození prováděné bez zahrnutí meze únavy vykazují již při nejmenším analyzovaném rozsahu zkrácení zřetelné snížení poškozujícího účinku sekvence.
- Stejně tak se již nejmenší posuzovaná míra zkrácení projevila zpomalením šíření trhliny. Kmity o amplitudě nacházející se pod mezí únavy tedy mohou přispět k šíření již existujících únavových trhlín.
- Poměry životů ve fázi šíření trhliny odpovídajících sekvenci zkrácené a nezkrácené byly pro oba posuzované případy, trhlínu ve stojině a v nevyztuženém panelu, prakticky shodné.

- Poměry životů ve fázi šíření trhliny odpovídajících sekvenci zkrácené a nezkrácené byly podstatně menší při výpočtu růstových křivek pomocí programu NASGRO, než při použití programu CG. Důvodem je zřejmě větší sklon charakteristiky šíření trhliny v oblasti ustáleného šíření a zahrnutí prahové oblasti šíření trhliny do modelu NASGRO.
- Použití metod zpracování historie zatížení vyhodnocujících úplné kmity (RAIN FLOW a RANGE PAIR) vedlo na nižší predikované hodnoty životností a rychlejší šíření trhliny. V případě modelu šíření trhliny, který je používán programem CG, se rozdíly mezi růstovými křivkami pro různé třídící metody ukázaly jako poměrně malé.
- Rozdíl mezi zkrácenými sekvencemi A a B byl z hlediska kumulace únavového poškození i šíření trhliny nevýznamný. Zanedbatelný ovšem není nižší počet kmitů v sekvenci B, ze kterého plyne snížení časových požadavků na únavovou zkoušku.

Praktická aplikace sestavené zatěžovací sekvence byla realizována při zkouškách nosníku křídla dopravního letounu. Vzorky nosníků byly vyrobeny pro grantový úkol zaměřený na problematiku únosnosti nosníku s trhlinou ve stojně. V rámci řešení této disertační práce byl okruh experimentů na vzorcích rozšířen také na zkoušky prováděné při zatěžování s proměnnou amplitudou. Při tomto způsobu zatěžování se podařilo odzkoušet celkem tři vzorky. Zkouškou vzorku N6 byla experimentálně stanovena bezpečná životnost do nalezení trhliny v kritickém místě. Její hodnota je vyšší, než teoretická životnost určená z jednoparametrických spekter nebo životnost spočtená kmit za kmitem s využitím programu MINER RF. Zkoušky



Obr. 13 – Srovnání vlivu zkrácení na celkovou bezpečnou životnost a na život ve fázi šíření trhliny. Hodnoty bezpečné životnosti a života ve fázi šíření trhliny jsou vztaženy k hodnotám, které odpovídají nezkrácené sekvenci.

dvou dalších vzorků byly provedeny při zatěžování na jedné hladině a na jejich základě byla odvozena únavová křivka vzorku nosníku používaná pro všechny výpočty kumulace únavového poškození. Při dalších zkouškách provedených při zatěžování s konstantní i proměnnou amplitudou byly naměřeny růstové křivky trhlin ve stojně. Tyto podklady byly využity pro verifikaci výpočtového modelu šíření trhliny a mohou být použity pro návrh systému periodických prohlídek konstrukce v provozu. Provedené zkoušky zbytkové pevnosti poskytly informace o únosnosti a mechanismu porušení vzorků s únavovými poruchami ve stojně a pásnici.

Nezbytnou podmínkou pro uskutečnění únavových zkoušek s proměnnou amplitudou bylo zajištění možnosti jejich realizace s využitím stávajícího softwaru řídicí jednotky systému pro únavové zkoušky. Problém byl díky vstřícnému postoji výrobce zařízení, firmy INOVA Praha, vyřešen pomocí off-line pracujícího programu Approx, který provádí konverzi dat připravených programem FLTSIM do požadovaného formátu.

Snahou autora předkládané disertační práce, první v oblasti únavové životnosti na LÚ, bylo přispět komplexnějším pohledem k řešení problematiky návrhu zatěžovací sekvence pro zkoušky dopravního letounu s převažujícím poryvovým zatížením a současně navázat na dříve publikované práce. Zvládnutí návrhu sekvencí simulujících provozní namáhání draku je důležité pro další činnost při experimentálním ověřování životnosti nejen kovových, ale i kompozitních konstrukcí na LÚ. Zejména v druhé jmenované oblasti nachází zkoušky s proměnnou amplitudou opodstatnění, vzhledem k nejisté platnosti hypotéz kumulace únavového poškození u kompozitních materiálů ([28] a [29]). Dalším problémem, na který jsou směřovány práce v oblasti únavy leteckých konstrukcí na LÚ, a pro jehož řešení je třeba disponovat možností vytvářet realistické průběhy provozních proměnlivých zatížení, je oblast výpočtů šíření trhliny pro damage tolerance analýzy konstrukcí s přípustným poškozením. Týká se to zejména využití sofistikovanějších modelů schopných zahrnout vliv historie zatížení. Některé z těchto modelů jsou implementovány také do softwaru NASGRO, který byl důležitým nástrojem při řešení této disertační práce.

6 SUMMARY

Presented thesis is focused on load spectra related issues and their practical application for fatigue tests of aircraft structures. This work aims to make a contribution to the progress in experimental activities carried out by the Institute of Aerospace Engineering and meet the current state of the art standards in the field of fatigue testing usual in major institutes in the Czech Republic and abroad. The same objective was included into the partial project B3 of the Aerospace Research Centre established at the Institute of Aerospace Engineering. Previous experiences from the tests made at IAE in collaboration with aviation industry using conventional, however out of date, constant amplitude loading showed the need for the introduction of more complicated variable amplitude fatigue tests which are able to

represent the real service loading of an aircraft structure. The effort dedicated to the solving of this problem was previously justified by the results of many investigations showing the negative effects of simplifications linked to the constant amplitude tests on accuracy of predicted characteristics of the fatigue life.

The practical result of this thesis is especially the development of a load sequence intended for fatigue tests of the transport aircraft wing spar. The sequence was designed as a flight by flight load history with random application of peaks. Appropriate algorithm for generation of the sequence from gusts dominated spectra measured on the BE-1900D aircraft was proposed with respect to the fatigue damage dependency on flight altitude. Aircraft usage data including flight profile statistics such as altitudes, speeds and flight distance information were also considered. Obtained load history represents 1/10 of expected safe life of the tested structure. Its preparation wouldn't be possible without necessary software tools. Generation of the load sequence was done by the program FLTSIM, fatigue damage accumulation was analyzed using the programs MINER, MINER RF and MINER RP and assessment from the point of view of crack propagation was done by the programs CG, CG RF and CG RP. In addition to the in house developed programs the fracture mechanics and crack growth software NASGRO which is widespread in the world aerospace community was also employed. Crack propagation in both a simple central cracked specimen and a complex structure of the wing spar was analyzed. The stress intensity factor function for crack located in the web of the spar was calculated by the finite element method using the program MSC/NASTRAN. Accuracy of the computational model involved FEM calculation and prediction crack growth model was verified in comparison with measurements of crack propagation made during the fatigue test and by means of fractographic observations of cracked specimen.

The key question in the design of variable amplitude fatigue tests is an assessment of acceptable level of small cycles omission which can reduce the testing time. Conducted analyses of the effects on fatigue damage accumulation and crack propagation led to the following conclusions.

- It is possible to exclude 90 % of flight load cycles from the given spectrum with amplitude below the fatigue limit. Their contribution to the crack initiation can be neglected.
- Acceptable level of small cycles omission depends on fatigue properties and stress level in the expected critical area of tested structure.
- Already the least analyzed omission level caused significant increase of crack propagation life. Consequently, cycles below the fatigue limit can contribute to the propagation of existing cracks.

Created load sequence was used for fatigue test program of the wing spars of a transport aircraft. Wing spar specimens were made thanks to the grant project focused on residual strength evaluation of the spar with cracked web. During the solution of this thesis the scope of experimental activities was enlarged also to the field of flight simulation variable amplitude testing. Together three specimens were

tested using this type of loading. Safe life without cracks in the critical area was determined from fatigue test conducted on the unnotched wing spar specimen. This value is higher than the theoretical safe life obtained from one parameter load spectra or life determined by the cycle by cycle calculation using the program MINER RF. Fatigue tests of two specimens were carried out under constant amplitude load in order to obtain the S-N curve of the spar. This curve was used for all calculations of fatigue damage accumulation. In the course of another constant and variable amplitude tests the measurements of crack propagation curves for cracks in the web were performed. These information were used for verification of crack propagation computational model and can be used to establish a service inspection program of structure. Residual strength tests provided information concerning ultimate loads and mechanism of failure of the spar with cracks in the web and in the flange.

Essential requirement to unsure the possibility to carry out the flight simulation variable amplitude fatigue tests using existing test control software had to be satisfied. This problem was solved due to the effort of the company INOVA Praha, manufacturer of the servohydraulic testing system employed at IAE test lab. An off line working software was developed in order to enable the data conversion between the program FLTSIM and the control software INOVA LabExpert.

The development of the load sequence related issues focused on testing of a transport aircraft structure with dominating gust load spectra hasn't been published in the Czech Republic yet. Aspiration of the author of this thesis, the first thesis related to the area of fatigue at IAE, was to contribute from a broad view to the solution of this problem and resumed the published works. Adoption of the load sequence definition for flight simulation fatigue tests is an important qualification for future activities in the area of experimental evaluation of fatigue life both the metal and the composite structures at IAE. The flight simulation fatigue tests are essential especially for the second mentioned materials because of uncertainties about damage accumulation rules in the case of the composites ([28] and [29]). Another area of current interest in the field of fatigue of aircraft structures at IAE which is infeasible without the capability to generate the real load histories is the damage tolerance evaluation of structures, particularly using the load interaction crack growth models. Some of them are incorporated into the software NASGRO which was an important instrument for the work described in this thesis.

LITERATURA

- [1] Lincoln, J.W.: Effect of Aircraft Failures on USAF Structural Requirements. International Congress ICAS 2000, Harrogate, pp. 442.1–442.10.
- [2] Bristow, J.W.: Ageing Airframes – A Regulatory View from Europe. Aging Aircraft 2001, Hyatt Orlando, Kissimmee, pp.1–10.
- [3] Schijve, J.: Fatigue of Structures and Materials. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, 2001.
- [4] Růžička, M. a kol.: Návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku motorového lože letounu AE-270. Zpráva AC0327CZ, Fakulta strojní ČVUT Praha, 1999.
- [5] Šenkýř, P.: Návrh únavové zkoušky vzorku křídla EV-97 VLA EUROSTAR. Zpráva EVLA 002.99-T, Evektor-Aerotechnik Kunovice, 2000.
- [6] Augustin, P.: Závěrečná zpráva z únavové zkoušky motorového lože letounu Ae 270. Zpráva AC0363CZ, Letecký ústav FSI VUT v Brně, 2003.
- [7] Augustin, P.: Závěrečná zpráva z únavové zkoušky motorového lože letounu Ae 270, Část II (120 000–180 000 SLH). Zpráva LU6/2003, Letecký ústav FSI VUT v Brně, 2003.
- [8] Augustin, P.: Závěrečná zpráva z únavových zkoušek vzorků křídla EV-97 VLA. Zpráva LU10/2002, Letecký ústav FSI VUT v Brně, 2002.
- [9] Minuto, A., Scafaro, S., Lanciotti, A., Lazzeri, L.: The Role of Fatigue Testing in the Design, Development and Certification of the ATR 42/72. Report ETN-93-93704, Alenia Aeronautica, 1991.
- [10] Bělohradský, T., Růžička, P.: Zadání únavové zkoušky křídla letounu Z 242 L. Zpráva Z242L-0533, Moravan-Aeroplanes a.s. Otrokovice, 2001.
- [11] Fatigue Evaluation of Wing and Associated Structure on Small Airplanes. Zpráva AFS-120-73-2, Federal Aviation Administration, 1973.
- [12] Fidranský, J.: Průkaz bezpečného života křídla cvičného letounu náhodným zatížením. Kandidátská disertační práce, fakulta strojní ČVUT, Praha, 1990.
- [13] Novák, P.: Spektra a zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku Ae270. Zpráva AC0264CZ, Aero Vodochody, 1999.
- [14] Pištěk, A., Bedřich, L., Augustin, P.: Únosnost nosníku s porušující se stojinou pro analýzu životnosti systémem „damage tolerance“ – Závěrečná zpráva grantového projektu GA ČR č.101-98-0292. Zpráva 3V/2000, Letecký ústav FSI VUT v Brně, 2000.
- [15] Tipps, D. O., Skinn, D. A., Rustenburg, J. W.: Statistical Loads Data for BE-1900D Aircraft in Commuter Operations. Report DOT/FAA/AR-00/11, Federal Aviation Administration/University of Dayton Research Institute/University of Alabama, 2001.
- [16] Prakash, Raghu V., Sunder, R.: Fatigue Life under Random Load History Derived from Exceedance Curves Using Different Algorithms. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, Vol.16, No.7 (1993), pp. 707–721.

- [17] Kahánek, V.: Základní souhrn únavových křivek leteckých konstrukcí. Zpráva 14/4510/75, Let Kunovice, 1975.
- [18] NASGRO v.4.02, Reference Manual. NASA Johnson Space Center, Southwest Research Institute, 2002.
- [19] Kahánek, V.: Volba únavových S-N křivek v rámci vývoje nového letounu. Zpravodaj VZLÚ č.1(175), 1986, str. 7–12.
- [20] Růžek, R.: Šíření únavových trhlin v letadlových konstrukcích při složitém průběhu zatěžování. Kandidátská disertační práce, FJFI ČVUT v Praze, 1993.
- [21] Růžek, R.: Příspěvek k hodnocení etapy šíření únavové trhliny při zatěžování s konstantní amplitudou síly. Práce k odborné aspirantské zkoušce, FJFI ČVUT Praha, 1991.
- [22] Růžek, R.: Metodika experimentálního určení rychlosti šíření únavové trhliny v plechách při harmonickém zatěžování s konstantní amplitudou síly. Výzkumná zpráva VZLÚ, V-1598/87, Praha 1987.
- [23] Kunz, J., Siegl, J., Nedbal, I.: Fraktografická analýza nosníku křídla porušeného při únavové zkoušce. Zpráva LU2/2003/CLKV, FJFI ČVUT Praha/CLKV VUT Brno, 2003.
- [24] Huth, H.: Zum Einfluss der Nietnachgiebigkeit mehrreihiger Nietverbindungen auf die Lastübertragungs- und Lebensdauervorhersage. Disertační práce, LBF Darmstadt, 1984.
- [25] Parekh, J.C., Arnold, R.R., Woytowicz, P.J.: A Modern Family of Crack Tip Elements for MSC/NASTRAN. MSC/NASTRAN Users' Conference, Universal City, 1986.
- [26] Knésl, Z.: Použití metody konečných prvků v lomové mechanice. Metóda konečných prvkov, Dom techniky ČSVTS, Bratislava 1988.
- [27] MIL-A-83444, Military Specification, Airplane Damage Tolerance Requirements. Department of Defense, 1975.
- [28] Degrieck, J., Paepegem, W.V.: Fatigue Damage Modelling of Fibre-reinforced Composite Materials: Review. Applied Mechanics Reviews, 54(4), 2001, pp. 279–300.
- [29] Schön, J., Blom, A.: Fatigue Life Prediction and Load Cycle Elimination During Spectrum Loading of Composites. International Journal of Fatigue, Vol.24, No.2–4 (2002), pp. 361–367.

AUTOROVO CURRICULUM VITAE

Ing. Petr Augustin

nar. 22. 1. 1974 v Prostějově

Vzdělání:

- 1997– FSI VUT v Brně, doktorský studijní program, specializace Stavba letadel
1992–1997 FSI VUT v Brně, magisterský studijní program, specializace Stavba letadel
1987–1992 Gymnázium J.Wolkera, Prostějov

Zaměstnání:

- 2001– asistent, Letecký ústav FSI VUT v Brně
2000– kmenový pracovník Centra leteckého a kosmického výzkumu VUT v Brně

Vědecko-výzkumná činnost:

- 2001 řešitel grantového úkolu FP 310045 – Únavová zkouška letecké konstrukce s náhodným průběhem zatížení

Pedagogická činnost:

- 2001– Únava a životnost leteckých konstrukcí, FSI VUT v Brně, magisterský studijní program, obor Letadlová technika

SEZNAM PUBLIKACÍ

- [A1] Augustin, P., Píštěk, A.: Experimentální určení podkladů pro damage tolerance analýzu nosníku křídla s únavovými trhlinami ve stojině. Sborník 38. mezinárodní konference Experimentální analýza napětí 2000, Třešť, str. 9–14, ISBN 80-214-1569-X.
- [A2] Augustin, P., Píštěk, A.: Modelování nosníku křídla s únavovou trhlinou ve stojině pro účely damage tolerance analýzy. Seminář Výpočty konstrukcí metodou konečných prvků 2000, Ústav termomechaniky AV ČR, str. 123–129, ISBN 80-85918-60-9.
- [A3] Augustin, P.: Damage Tolerance Evaluation of the Wing Spar with Cracked Web. Proceedings of the Fourth International Seminar on Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education 2000, Warsaw University of Technology, pp. 7–11, ISSN 1425-2104.
- [A4] Augustin, P.: Damage tolerance analýza nosníku křídla s trhlinou ve stojině. Pedagogicko-vědecká konference u příležitosti 100. výročí založení FSI, Brno, 2000, str. 9–12, ISBN 80-214-1764-1.
- [A5] Lapčík, L., Jr., Augustin, P., Píštěk, A., Bujnoch, L.: Measurement of the Dynamic Stiffness of Recycled Rubber Based Railway Track Mats According to the DB-TL 918.071 Standard. Applied Acoustics, Vol. 62, pp. 1123–1128, Elsevier Science Ltd., 2001, ISSN 0003-682X.

- [A6] Bujnoch, L., Augustin, P., Lapčík, L.: Railway Track Mats Based On Recycled Shredded Rubber. *Materiálové inžinierstvo*, 2001, roč. 8, č. 3, str. 47–52, ISSN 1335-0803.
- [A7] Bujnoch, L., Augustin, P., Lapčík, L.: Railway Track Mats Based On Recycled Shredded Rubber. *TRANSCOM 2001, 4-th European Conference of Young Research and Science Workers in Transport and Telecommunications*, Žilina, June 25–27. Section 5, pp. 155–158, ISBN 80-7100-850-8.
- [A8] Lapčík, L., Jr., Augustin, P., Pištěk, A., Bujnoch, L.: Measurement of the Dynamic Stiffness of Recycled Rubber Based Railway Track Mats According to the DB-TL 918.071. *International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering Inter-Noise 2001*, Hague, August 27–30.
- [A9] Augustin, P.: Únavová zkouška letecké konstrukce s náhodným průběhem zatížení. *FSI Junior konference*, Brno, 2001, str. 7–10, ISBN-214-2071-5.
- [A10] Augustin, P.: Únavová zkouška letecké konstrukce typu let za letem. 41. mezinárodní konference *Experimentální analýza napětí 2003*, Milovy, ISBN 80-214-2314-5.
- [A11] Augustin, P.: Flight by Flight Fatigue Test of Aircraft Structure. *20th Danubia-Adria Symposium on Experimental Methods in Solid Mechanics*, Győr, 2003, ISBN 963 9058 203.
- [A12] Augustin, P.: Flight by Flight Fatigue Test with Random Application of Loads. *Proceedings of 3rd Annual Workshop CLKV, Letecký zpravodaj 3/2003*, pp. 3–6, ISSN 1211-877X.
- [A13] Kunz, J., Siegl, J., Nedbal, I., Augustin, P., Juračka, J.: Fraktografická rekonstrukce časového průběhu únavového porušování nosníku křídla letounu. *Proceedings of the Conference FRACTOGRAPHY 2003*, Stará Lesná, 2003, str. 283–290, ISBN 80-968543-2-1.
- [A14] Augustin, P.: Vliv zkrácení sekvence zatížení pro únavovou zkoušku na kumulaci únavového poškození a rychlost šíření trhliny. 42. mezinárodní konference *Experimentální analýza napětí 2004*, Kašperské Hory, ISBN 80-239-2964-X.
- [A15] Kunz, J., Siegl, J., Nedbal, I., Augustin, P., Pištěk, A.: Application of Quantitative Microfractography in Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Wing Spar. *24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences ICAS 2004*, Yokohama, bude publikováno.