

E x p e r i m e n t á l n í A n a l ý z a N a p ě t í

2004

EFFECT OF SMALL CYCLES OMISSION FROM FATIGUE TEST LOAD SEQUENCE ON FATIGUE DAMAGE ACCUMULATION AND CRACK GROWTH LIFE

VLIV ZKRÁCENÍ SEKVENCE ZATÍŽENÍ PRO ÚNAVOVOU ZKOUŠKU NA KUMULACI ÚNAVOVÉHO POŠKOZENÍ A RYCHLOST ŠÍŘENÍ TRHLINY

Petr Augustin¹

Up to this day many fatigue tests of specimens and aircraft components are still conducted using simple blocks of constant amplitude load cycles. However, this approach is limited by the necessity of unreliable Miner rule utilization. The most realistic method of experimental determining the mean fatigue life of an aircraft structure is a service simulation fatigue test with a random application of loads on a flight by flight basis. Such a load sequence intended for a fatigue test of the wing spar specimens was prepared using the program FLTSIM. Generation of a load history was performed from gust dominated load spectra measured during typical operations of a transport aircraft. If large number of very small peaks contained in the applied gust load spectrum have to be simulated during a fatigue test, the testing time would be unacceptable long. Effect and possible level of small cycles omission on fatigue life of tested specimen must be therefore determined. This paper deals with the solution of this problem.

Seven modifications of the load sequence with different level of small cycles omission were analyzed. First of all, a simple cycle by cycle calculation using the linear cumulative damage hypothesis was performed. Both the crack initiation and the crack propagation period are considered in this case. Appropriate S-N curve of the wing spar was derived from constant amplitude fatigue tests results. Effect of small cycles omission on a propagation of existing cracks located in the spar web was also studied. FEM model of the spar was created to determine the stress intensity factor function. Two crack growth equations were utilized. All calculations were made after a conversion of the load history with different cycle counting methods. In addition to the simple range counting the rain flow and the range pair methods were applied.

Keywords Service simulation fatigue test, load sequence, fatigue damage accumulation, crack propagation.

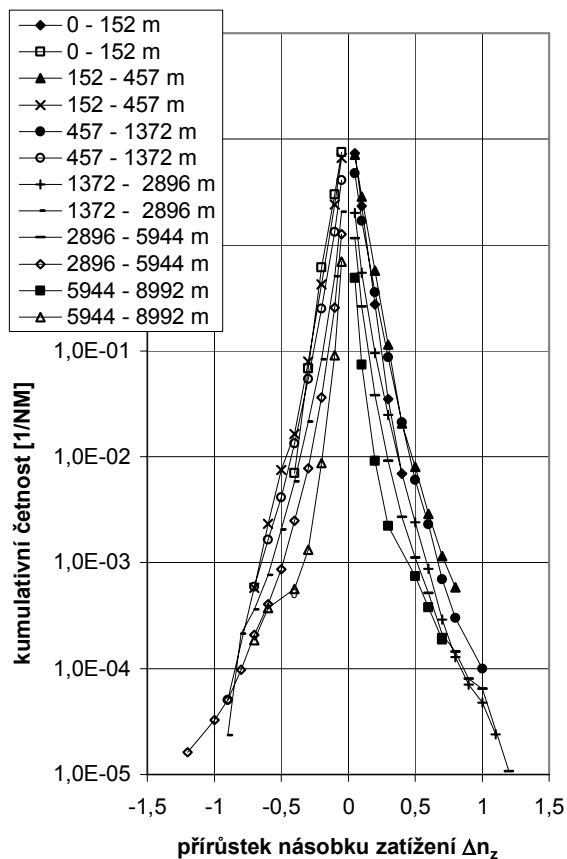
Úvod

Únavová zkouška typu let za letem s náhodným pořadím vrcholů zatížení je považována za metodu stanovení životnosti letounu, která se nejvíce přibližuje reálnému provozu konstrukce. V současné době je v některých případech pro zkoušky jednotlivých konstrukčních uzlů stále ještě používáno jednoduššího zatěžování bloky kmitů konstantní amplitudy. Nevýhodou tohoto přístupu je, že pro stanovení zkouškou prokázané životnosti je třeba získaný výsledek přepočítat s využitím Palmgren – Minerovy hypotézy kumulace únavového poškození, neboť v provozu je konstrukce vystavena spektru zatížení obsahujícímu kmity různých velikostí. Nedokonalost P-M

¹ Ing. Petr Augustin: Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické v Brně; Technická 2, 616 69 Brno, ČR, tel.: +42054114 3468, e-mail: augustin@lu.fme.vutbr.cz

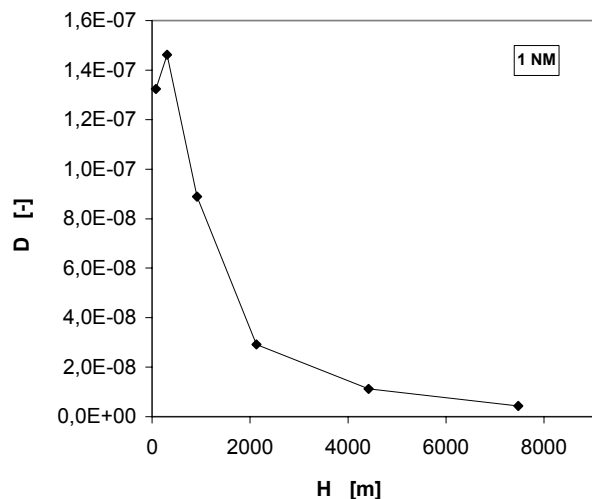
hypotézy spolu s nutností použití únavové křivky, která se skutečným vlastnostem zkoušené konstrukce pouze blíží, je zdrojem nepřesnosti této metody. Proto je preferováno používání zkoušek simulujících reálné provozní podmínky metodou let za letem s náhodným pořadím jednotlivých zatěžovacích extrémů.

Sekvence zatížení, která je předmětem tohoto článku, je určena pro únavové zkoušky vzorků nosníku křídla prováděné na Zkušebně letecké techniky Leteckého ústavu FSI VUT v Brně. 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_z (násobků gravitačního zrychlení) bylo naměřeno na malém dopravním letounu [1]. Tato měření byla svými autory zpracována do jednoparametrické formy, která udává kumulativní četnosti lokálních extrémů průběhu n_z . Při sestavení sekvence kmitů letových zatížení v rámci letu se předpokládá pohyb letounu 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.1) do sekvence. Stejným způsobem jsou vygenerovány kmity pro další fáze letu. Je předpokládáno více



Obr. 1 Kombinované spektrum poryvů a manévrů pro fázi stoupání, vodorovného letu a klesání.

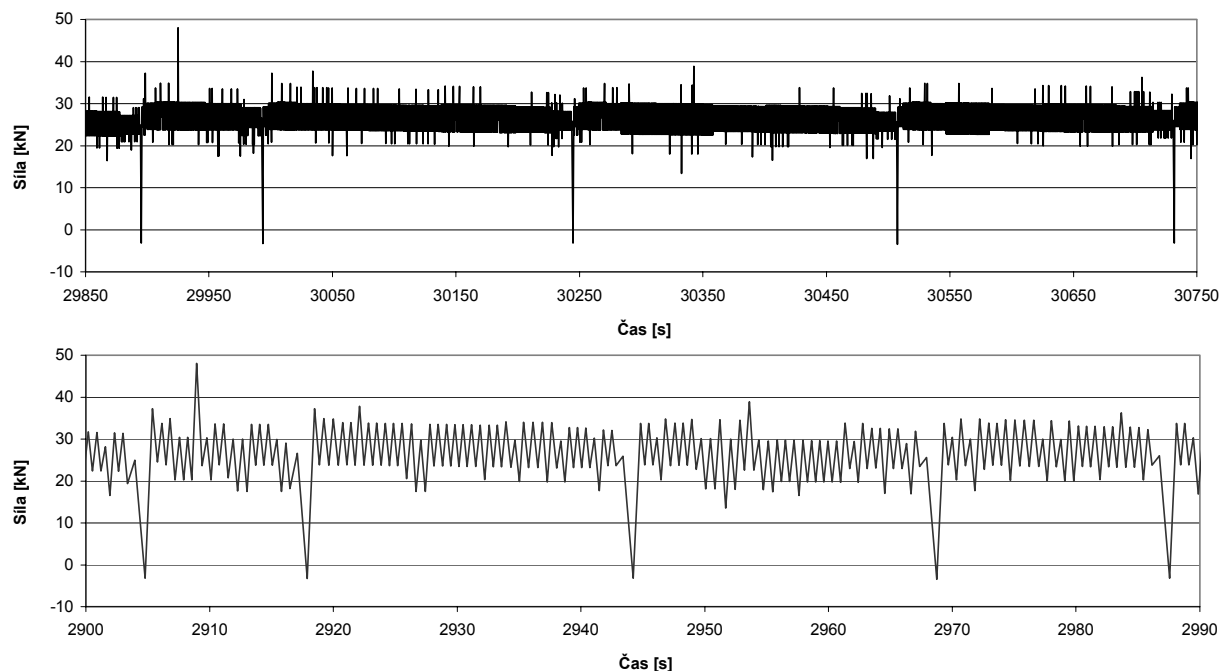
druhů typických letů, které pokrývají škálu využití letounu této kategorie z hlediska výšky letu a délky létatých tratí. Uvedený postup tedy respektuje závislost průměrné velikosti a četnosti zatížení na výšce letu (obr.2). Na závěr každého letu je ze spekter pozemních zatížení vygenerován počet extrémů připadající na jeden let. Do sekvence je zařazen pouze největší záporný extrém, který představuje v rámci letu nejnižší zatížení. Výpočtem bylo prokázáno, že



Obr. 2 Závislost únavového poškození na výšce letu pro spektrum z obr.1. Hodnoty jsou vztaženy na jednu ulétnutou námořní míli.

samotné únavové poškození od pozemního zatížením je možno ve srovnání s poškozením od poryvů, manévrů a cyklu země-vzduch-země zanedbat.

V případě vyhodnocení naměřeného průběhu zatížení do jednoparametrického spektra lokálních extrémů nejsou zachyceny vazby při přechodu mezi extrémy. Sestavení zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku je tak možno provést více způsoby. Z hlediska únavového poškození nejneprůzračnější variantou představuje vytváření kmitů z extrémů nacházejících se na horní a dolní obálce spektra, kterým odpovídá stejná kumulativní četnost (EE – Extreme Excursion). Naproti tomu v nejobecnějším případě mohou být kmity tvořeny extrémy vybíranými náhodně, aniž by bylo rozlišováno mezi horní a dolní obálkou spektra (RPTE – 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 (ULCE – Upper to Lower Curve Excursion). Hodnocení těchto tří způsobů sestavení historie zatížení z jednoparametrického kumulativního spektra bylo publikováno v práci [2], odkud byla také převzata použitá označení. 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 rozkmity mezi horní a dolní obálkou spektra (EE). V závislosti na typu spektra představuje podhodnocení počtu cyklů do iniciování trhliny 20 – 45%. Odhady životnosti ve fázi šíření trhliny jsou již méně konzervativní, odchylka vůči výpočtu provedenému z dvouparametrické podoby spektra je méně než 15%. Pro oba pseudonáhodné postupy (ULCE a RPTE) ukazují odhady poškozujících účinků lepší přiblížení skutečnosti, než je tomu u první metody, přičemž zůstávají na bezpečné straně. Zatěžovací sekvenci byla proto sestavena metodou ULCE.



Obr. 3 Čtyři lety ze zatěžovací sekvence sestavené z úplného spektra (536 kmitů/LH, nahoře) a její zkrácená podoba (46 kmitů/LH, dole).

Použitá spektra letových zatížení, jak byla publikována, obsahují značné množství extrémů zatížení o velmi malé hodnotě - hranice pro “oříznutí“ spektra byla zvolena na úrovni $\Delta n_z = \pm 0,05$. Pokud by při únavové zkoušce bylo simulováno úplné spektrum (desetině bezpečné životnosti by odpovídalo přibližně $1,3 \times 10^6$ kmitů), byly by časové nároky na takovou zkoušku nepřijatelné. Proto bylo nutné provést zkrácení zatěžovací sekvence vypuštěním kmitů nejmenších amplitud. Pro dvojice po sobě jdoucích lokálních extrémů je během generování spočtena napěťová odezva v předpokládaném kritickém místě konstrukce a příslušná hodnota maxima ekvivalentního míjivého kmitu podle Odinga:

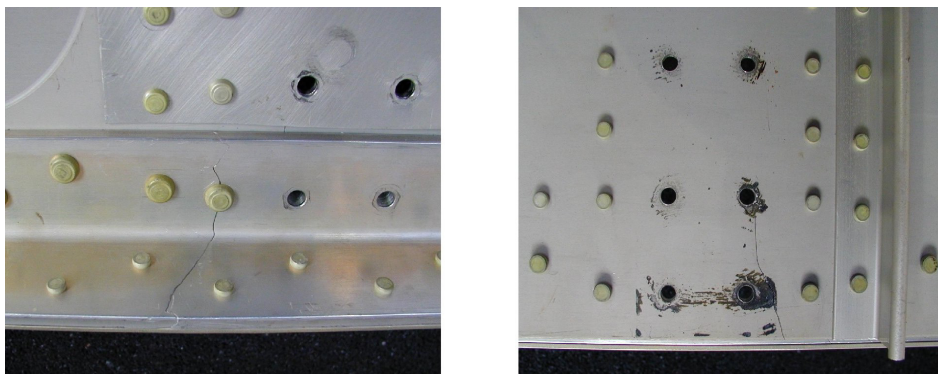
$$\sigma_{h,ekv} = \sqrt{2\sigma_a(\sigma_a + \sigma_m)}. \quad (1)$$

Rozkmit je zařazen v případě, že hodnota $\sigma_{h,ekv}$ překročí stanovenou mez. Uvedeným způsobem bylo sestaveno sedm variant zatěžovací sekvence lišících se různou úrovní vypuštění kmitů malých amplitud. Algoritmus sestavení sekvence byl zpracován do programu FLTSIM [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.

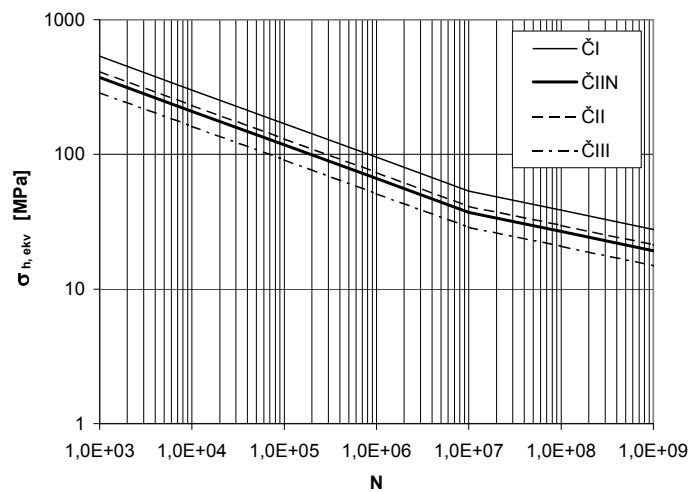
V rámci výpočtů poškození jsou předpokládány únavové vlastnosti podle únavové křivky, která byla získána modifikací rodiny křivek pro konstrukce vyrobené z materiálu ČSN 424202.61 [4]. Vzhledem k tomu, že dva ze sedmi vyrobených vzorků nosníku byly zkoušeny na jedné hladině zatížení, mohla být na základě výsledků těchto zkoušek získána únavová křivka, která lépe odpovídá konstrukčnímu provedení zkoušeného nosníku. Jako únavově kritické místo bylo identifikováno místo uchycení ocelových závěsů v oblasti dolní pásnice (obr.4). Trhliny ve stojině byly nalezeny u obou vzorků nosníku po demontáži závěsů, v jednom případě došlo ve stejném 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.



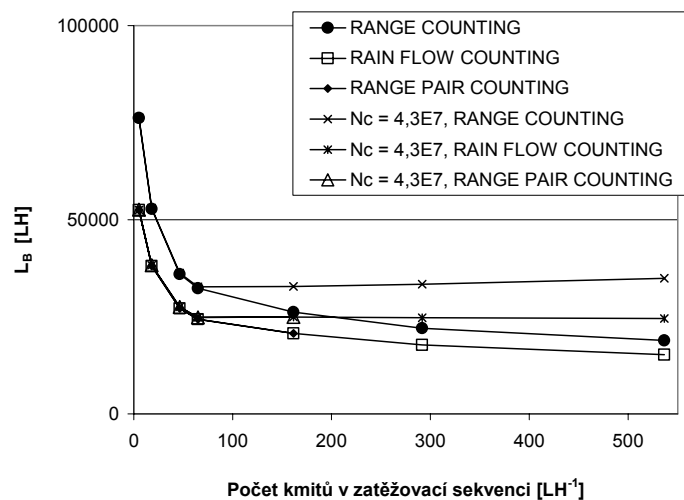
Obr. 4 Místa poruch na vzorcích nosníků křídla.

Přírůstky poškození od všech půlkmitů (resp. úplných kmitů v závislosti na použité metodě zpracování průběhu zatížení) obsažených v sekvenci jsou postupně sčítány jako $d_i = 0,5/N_i$ (resp. $d_i = 1/N_i$), kde N_i je počet cyklů do poruchy z únavové křivky pro ekvivalentní míjivý kmit podle rovnice (1). Celkové únavové 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 [5], zde konkrétně je $\eta = 4$. Výpočty jsou ve všech případech provedeny jak bez uvážení meze únavy, tak pro mez únavy, která odpovídá počtu cyklů $N_C = 4,3 \times 10^7$. Z výsledků uvedených na obr.6 je vidět, že ze zatěžovací sekvence je možno vyřadit přibližně 85% kmitů nacházejících se pod mezí únavy, aniž by byla ovlivněna hodnota poškozujícího účinku zatěžovací sekvence. Redukovaný počet kmitů letových zatížení (cca. 65 LH^{-1}) je srovnatelný s hodnotami uváděným pro zkoušky draků této kategorie letounů.



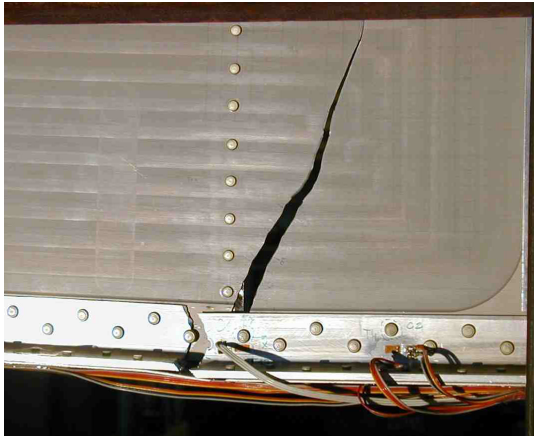
Obr. 5 Únavová křivka kritického místa vzorku.



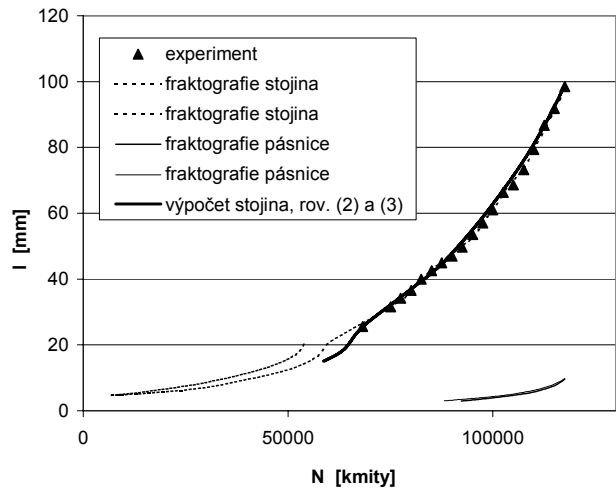
Obr. 6 Vliv zkrácení zatěžovací sekvence na únavovou životnost.

Hodnocení zkrácení sekvence z hlediska rychlosti šíření trhliny

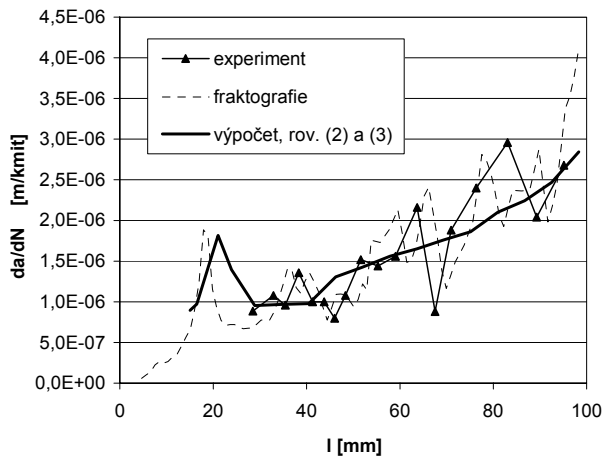
Jako další možnost pro posouzení vypuštění kmitů malých amplitud ze zatěžovací sekvence byl analyzován vliv na životnost ve fázi šíření trhliny. Rozbor byl proveden pro reálnou poruchu z únavové zkoušky vzorku nosníku (obr.7). Primárním poškozením byla uměle vyvolaná trhlina ve stojině, přičemž následně v důsledku přetížení nýtového spoje došlo v bezprostřední blízkosti k iniciaci trhliny také v pásnici. Sousednost poruch zjištěná při fraktografické analýze [6] je zřejmá z obr.8, kde jsou uvedeny také výsledky měření délky viditelné části trhliny ve stojině prováděné během únavové zkoušky. Vzorek byl zatěžován míjivým zatížením konstantní



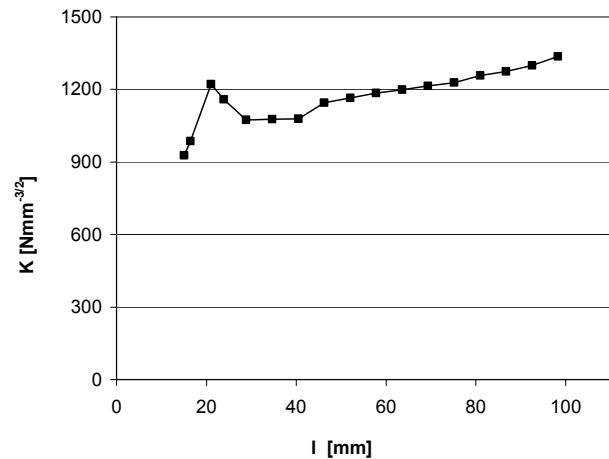
Obr. 7



Obr. 8 Růstové křivky poruch z obr.7.

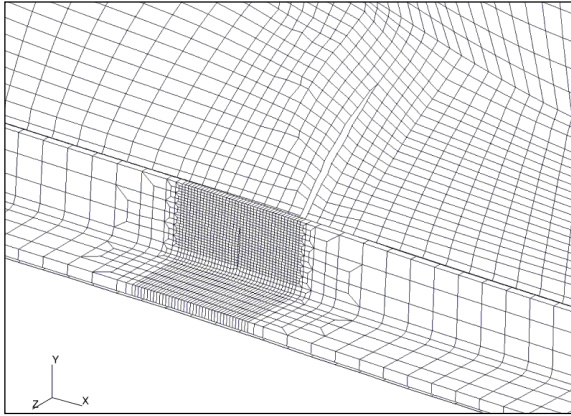


Obr. 9 Rychlost šíření trhliny ve stojně.

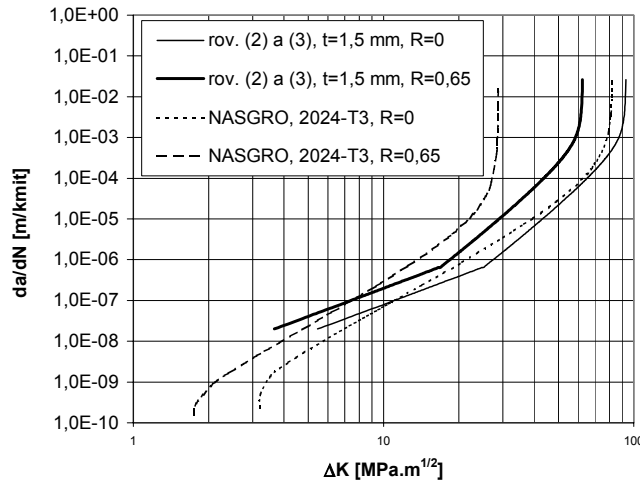


Obr. 10 Průběh součinitele intenzity napětí pro trhlinu ve stojně.

amplitudy. Dále uvedené výpočty šíření trhliny byly provedeny pro trhlinu ve stojně směřující k horní pásnici v rozsahu délek, kdy v opačném směru byl již porušen celý průřez stojny až k jejímu okraji. Ke stanovení průběhu součinitele intenzity napětí K pro trhlinu ve stojně bylo použito MKP. V modelu v systému MSC/NASTRAN jsou zahrnuty poruchy ve stojně i pásnici (obr.11). Náhrada nýtových spojů v oblasti trhliny, jejíž tuhost výrazně ovlivňuje přesnost výpočtu K , byla realizována nosníkovými elementy. Jejich průřezové charakteristiky byly voleny tak, aby bylo dosaženo tuhosti spoje, která je shodná s tuhostí stanovenou experimentálně na jednoduchých vzorcích nýtových spojů pro danou kombinaci rozměrů spojovacích a spojovaných elementů [7]. Výpočet hodnoty K byl nejprve proveden pro všechny tři módy namáhání trhliny pomocí trhlinových elementů CRAC3D [8]. 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 (hodnota K_I je dále označována jako K). Z důvodů lepší shody vypočteného průběhu šíření trhliny s výsledky vizuálního pozorování a fraktografické rekonstrukce (viz. obr.8 a 9) byly další výpočty prováděny



Obr. 11 MKP model – detail poruch v pásnici a stojně.



Obr. 12 Použitě charakteristiky rychlosti šíření trhliny.

softwaru NASGRO [11]. Tzv. NASGRO rovnice má tvar:

$$\frac{da}{dN} = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_h}{K_C} \right)^q}, \quad (6)$$

kde C , n , p a q jsou empirické konstanty a f funkce otevření trhliny: $f = \frac{K_{OP}}{K_h}$. (7)

Její hodnoty jsou určovány v závislosti na R . Na rozdíl od rovnice (2) je zahrnuta také prahová hodnota rozkmitu součinitele intenzity napětí ΔK_{th} , což má význam právě v souvislosti s řešenou

energetickou metodou popsanou např. v lit. [9]. Získaný průběh K pro trhlinu ve stojně v závislosti na její délce je uveden na obr.10.

Růstové křivky trhliny ve stojně při zatěžování sekvencí byly nejprve spočteny pro model šíření trhliny neuvažující interakční vlivy, který je popsán v práci Růžka [10]. Výpočet prováděný kmit za kmitem byl naprogramován v jazyce Pascal. Rychlost šíření trhliny v oblastech ustáleného (2) a zrychleného (3) šíření je popsána rovnicemi:

$$\frac{da}{dN} = C \Delta K_{eff}^q, \quad (2)$$

$$\frac{da}{dN} = \frac{C' \Delta K_{eff}^n}{K_{Ceff} - \Delta K_{eff}}, \quad (3)$$

kde:

$$\Delta K_{eff} = U \Delta K, \quad (4)$$

$$U = 0,55 + 0,35R + 0,1R^2, \quad (5)$$

ΔK je rozkmit součinitele intenzity napětí a R součinitel asymetrie kmitu. Konstanty C , q , C' , n a K_{Ceff} pro plechy z materiálu D16CATV (ekvivalent k mat. 424202 a 2124) použité na výrobu stojiny nosníku byly převzaty také z lit. [10].

Jako dalšího prostředku ke stanovení průběhu šíření trhliny bylo použito

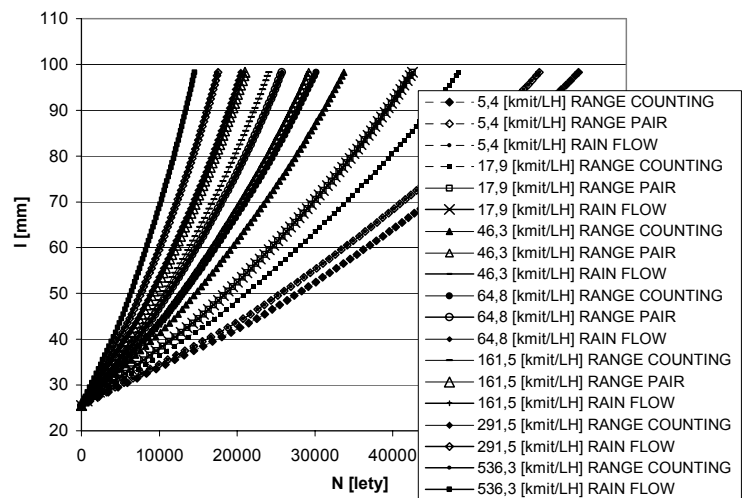
problematikou posouzení vypuštění kmitů malých amplitud. Vztahy používané pro její stanovení v závislosti na velikosti součinitele asymetrie lze nalézt v lit. [11]. Nárůst lomové houževnatosti s poklesem tloušťky dílu t vzhledem k hodnotě určené za podmínek rovinné deformace K_{IC} je zde vyjádřena jako:

$$K_C / K_{IC} = 1 + B_k e^{-(A_k t/t_0)^2}, \quad (8)$$

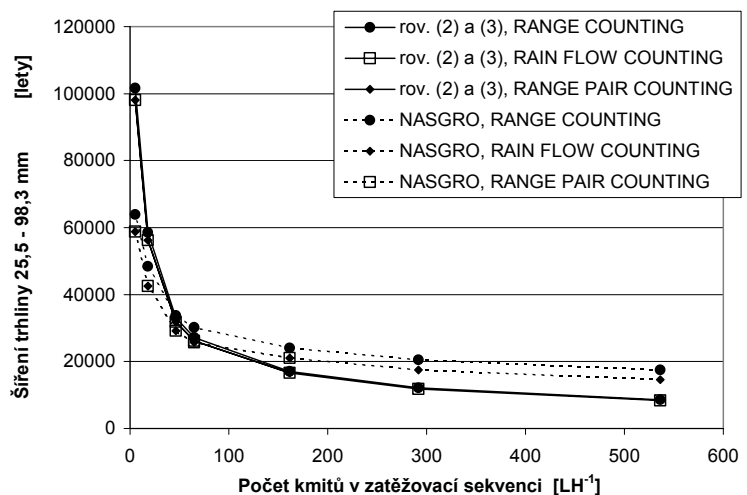
$$t_0 = 2,5(K_{IC} / R_e)^2. \quad (9)$$

Databáze programu neobsahuje vhodná data pro materiál 2124. Jako nejbližší byly zvoleny materiálové charakteristiky pro slitinu 2024-T3, která byla uvažována ve všech výpočtech pomocí NASGRa. Srovnání materiálů D16CATV a 2024-T3 v diagramu $da/dN - \Delta K$ je uvedeno na obr.12.

Výpočty šíření trhliny podle rovnic (2) a (3) i pomocí programu NASGRO byly opět provedeny po zpracování historie zatížení metodami RANGE COUNTING, RAIN FLOW a RANGE PAIR. Příklady spočtených růstových křivek jsou na obr.13. Tutéž informaci zpracovanou do podoby závislosti života ve fázi šíření trhliny na počtu cyklů obsažených v zatěžovací sekvenci vztaženém na 1 LH nalezneme na obr.14. Je vidět, že na rozdíl od posouzení kumulace únavového poškození se zahrnutím meze únavy, dochází v tomto případě již při malém rozsahu vypuštění kmitů malých amplitud ke snížení poškozujícího účinku sekvence, který se v tomto případě projevuje ve formě zpomalení šíření trhliny. Zejména zpočátku je tento pokles poměrně malý. Rozdíly mezi sekvencemi vygenerovanými z úplného spektra a zkrácenými je podstatně menší



Obr. 13 Růstové křivky pro trhlínu ve stojině a různé zatěžovací sekvence (NASGRO).



Obr. 14 Život ve fázi šíření trhliny pro různé sekvence.

pro materiál 2024-T3 a výpočet pomocí programu NASGRO, než pro výpočet podle rovnic (2) a (3). Důvodem je zřejmě větší sklon charakteristiky šíření trhliny v oblasti ustáleného šíření a zahrnutí prahové oblasti šíření trhliny.

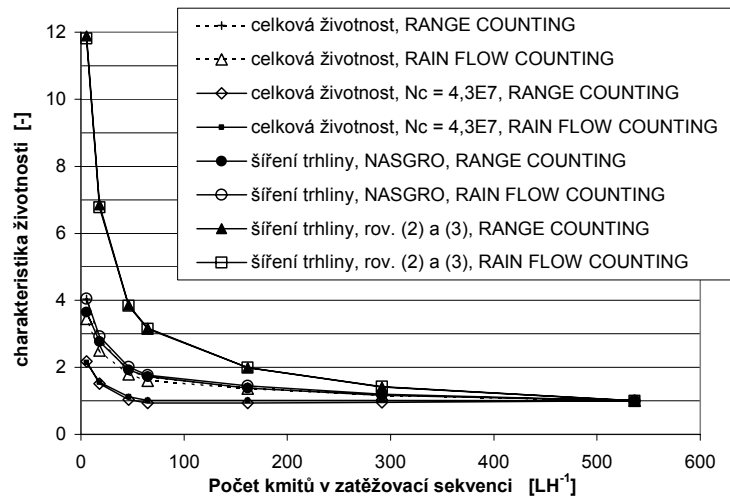
Závěr

V příspěvku byl popsán algoritmus sestavení zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku letecké konstrukce ze spekter zatížení naměřených na dopravním letounu kategorie commuter. Dále bylo provedeno hodnocení vlivu zkrácení sekvence vypuštěním malých rozkmitů zatížení na kumulaci únavového poškození vzhledem k únavové křivce a hodnocení vlivu na životnost ve fázi šíření trhliny. Všechny uvedené úlohy byly řešeny pomocí vlastních počítačových programů, hodnocení z hlediska šíření trhliny bylo provedeno také s využitím lomově-mechanického softwaru NASGRO, který je rozšířen v oblasti leteckého průmyslu.

Všechny provedené analýzy jsou shrnuty do obr.15. Na jejich základě lze říci, že použité spektrum zatížení umožňuje vypuštění poměrně značného množství (cca 85%) nejmenších rozkmitů, které se nacházejí pod mezí únavy. Jejich příspěvek k iniciaci trhlin v konstrukci je možno zanedbat. Konkrétní rozsah redukce závisí na únavových vlastnostech konstrukce (únavové křivce). Výpočty šíření trhliny však ukazují, že rozkmity nacházející se pod mezí únavy mohou přispět k šíření již existujících trhlin.

Literatura

- [1] Tipps, D. O., Skinn, D. A., Rustenburg, J. W.: *Statistical Loads Data for BE-1900D Aircraft in Commuter Operations*, rep. DOT/FAA/AR-00/11 - Federal Aviation Administration Washington, 2001, 71 p.
- [2] 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, pp. 707-721, 1993
- [3] Augustin, P.: *Únavová zkouška letecké konstrukce typu let za letem* – Sborník 41. mezinárodní konference EAN 2003, Milovy, str.1-2, 2003



Obr. 15 Srovnání vlivu zkrácení na celkovou životnost a na život ve fázi šíření trhliny. Hodnoty bezpečné životnosti (L_B) a života ve fázi šíření trhliny jsou vztaheny k hodnotám, které odpovídají nezkrácené sekvenci.

- [4] Kahánek, V.: *Volba únavových S-N křivek v rámci vývoje nového letounu* - Zpravodaj VZLÚ, 1/1986, str. 7-12
- [5] *Fatigue Evaluation of Wing and Associated Structure on Small Airplanes*, rep. AFS-120-73-2 - Federal Aviation Administration Washington, 1973, 38 p.
- [6] 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, str.284-290
- [7] Huth, H.: *Zum Einfluss der Nietnachgiebigkeit mehrreihiger Nietverbindungen auf die Lastübertragungs- und Lebensdauervorhersage* - disertační práce, LBF Darmstadt, 1984
- [8] Parekh, J.C., Arnold, R.R., Woytowitz, P.J.: *A Modern Family of Crack Tip Elements for MSC/NASTRAN* - MSC/NASTRAN Users' Conference, Universal City, 1986
- [9] Swift, T.: *Damage Tolerance Technology, A Course in Stress Analysis Oriented Fracture Mechanics* - Federal Aviation Administration, 738 p.
- [10] Růžek, R.: *Šíření únavových trhlin v letadlových konstrukcích při složitém průběhu zatěžování* - disertační práce, FJFI ČVUT v Praze, 1993
- [11] *NASGRO v.4.02, Reference Manual* - NASA Johnson Space Center, Southwest Research Institute, 2002, 112 p..