

# **E**xperimentální **A**nalýza **N**apětí **2003**

## **FLIGHT BY FLIGHT FATIGUE TEST OF AIRCRAFT STRUCTURE** **ÚNAVOVÁ ZKOUŠKA LETECKÉ KONSTRUKCE TYPU LET ZA LETEM**

Petr Augustin<sup>1</sup>

*The most realistic method of experimental determining the mean fatigue life of an aircraft structure is a random application of loads on a flight by flight basis. This paper deal with the development of such load sequence which simulates a load history as it can occur in service.*

*The main requirement for service simulations is deep enough information about aircraft usage, flight and ground loads. This work is based on data collected from 903 flights and approximately 585 flight hours recorded on 28 BE-1900D aircraft during typical operations. 26 flight types were proposed which are applied during fatigue test and which represent service in point of flight distance and maximum reached altitude. The flight profile of the transport aircraft can be simplified into climb, cruise and descent phases. Rates of climb and descent, flight speed in dependence on the flight altitude were determined for each airborne phase. Measured flight loads data are presented as cumulative occurrences of vertical gust and maneuver load factors per nautical mile and divided into six altitude bands. Simulated flight types were divided into the same altitude bands, distance flown in these bands and corresponding number of cycles were calculated. Ground loads spectrum is defined for four separate phases - taxi out, takeoff roll, landing roll and taxi in. Again corresponding number of cycles for one flight was calculated. However, only one the most severe downwards load is applied during each landing phase to account for the ground-air-ground cycle.*

*A computer program was written for generation of load sequence. Appropriate algorithm includes random selection of flight type, random selection of flight loads within particular altitude bands, omission of small cycles under specified limit, random selection of downwards ground loads and selection of the highest one, conversion of load factor values to the forces applied by a hydraulic actuator considering influence of aircraft weight changes during flight and determination of a load frequency for each cycle depending on its amplitude. This algorithm is repeated for all 3612 flights. It means that the load history within different flights of the same type is not the same.*

*Created load sequence is intended for a fatigue test of the wing spar specimen. This testing program is focused especially on the crack growth curves determination for fatigue cracks located in the spar web.*

### **Keywords**

Fatigue tests, service simulation, load sequence, aircraft structure

### **Úvod**

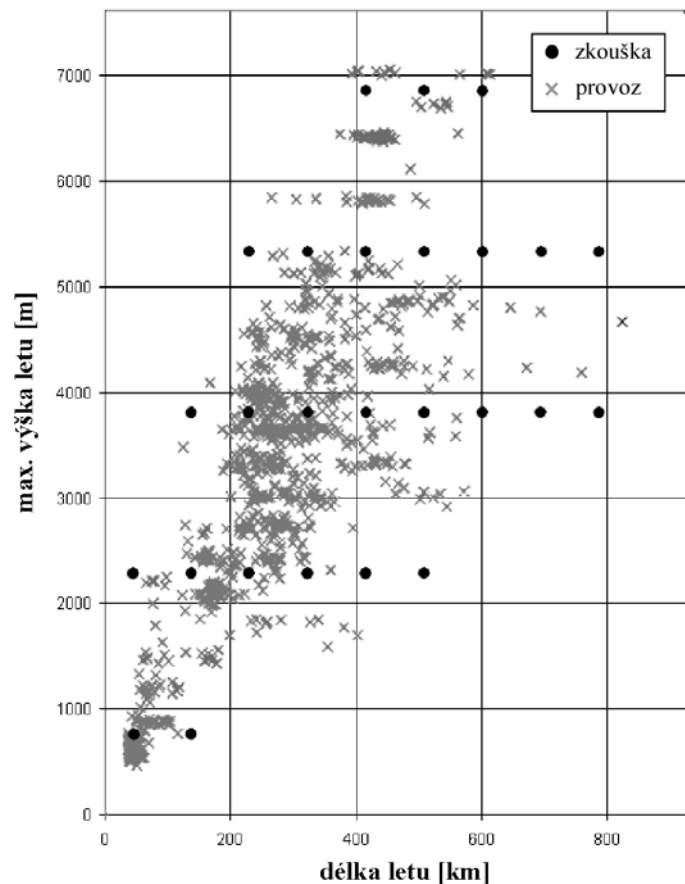
Únavová zkouška typu let za letem s náhodným pořadím vrcholů zatížení je považována za metodu stanovení životnosti letounu, která se nejvíce přibližuje reálnému provozu konstrukce [1]. V současné době je pro zkoušky jednotlivých konstrukčních uzlů stále používáno také zatěžování s konstantní amplitudou, případně jeho modifikace zohledňující změny středních napětí v jednotlivých fázích letu, přičemž ovšem amplituda zatížení zůstává v rámci těchto

---

<sup>1</sup> Ing. Petr Augustin: Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství, Vysoké učení technické v Brně; Technická 2, 616 69 Brno, tel.: +420-54114 3468, e-mail: augustin@lu.fme.vutbr.cz

bloků konstantní (viz [2], [3]). Nevýhodou tohoto přístupu je, že pro určení zkouškou prokázané střední životnosti je třeba získaný výsledek přepočítat s využitím Palmgren – Minerovy hypotézy kumulace únavového poškození, neboť v provozu není konstrukce letounu zatěžována kmity jedné velikosti, ale spektrem zatížení obsahujícím kmity různých velikostí. Nedokonalost P-M hypotézy spolu s nutností použití únavové křivky, která se skutečným vlastnostem právě zkoušené konstrukce pouze blíží, je zdrojem nepřesnosti této metody. Vzhledem k tomu, že současná úroveň řídicího systému servohydraulických strojů pro únavové zkoušky nepředstavuje omezení z hlediska složitosti a rozsahu zatěžovací sekvence, nabízí se možnost simulace reálných provozních podmínek při únavové zkoušce metodou let za letem s náhodným pořadím jednotlivých zatěžovacích extrémů.

Po zkušenostech získaných na Zkušebně letecké techniky Leteckého ústavu s únavovými zkouškami, při kterých je zatížení aplikováno v blocích s proměnnou střední složkou a konstantní amplitudou (viz např. [4], [5]) se ukázalo, že provádění složitých zkoušek typu let za letem je na stávajícím zařízení možné za předpokladu uskutečnění nezbytných změn v jeho SW vybavení. V současné době je prováděno provozní ověření modifikovaného zařízení při únavových zkouškách nosníku křídla. Program těchto zkoušek, který probíhal na Leteckém ústavu již dříve (viz [6], [7]), byl původně zaměřen zejména na problematiku zbytkové pevnosti nosníku křídla dopravního letounu s trhlinou ve stojně (obr.6). Trhliny byly iniciovány na záměrně vytvořených vrubech a byly získány při cyklickém zatížení s konstantní amplitudou. Pokračování zkoušek, nyní již při použití zatěžovací sekvence typu let za letem s náhodným pořadím zatížení, poskytuje možnost získání naměřené růstové křivky únavového poškození za podmínek, kdy průběh zatížení již simuluje reálné provozní podmínky. Problematika sestavení zatěžovací sekvence pro tuto zkoušku je předmětem tohoto příspěvku.



Obr. 1 Srovnání délky a maximální dosahované výšky letu v provozu dopravního letounu s parametry simulovaných typických letů

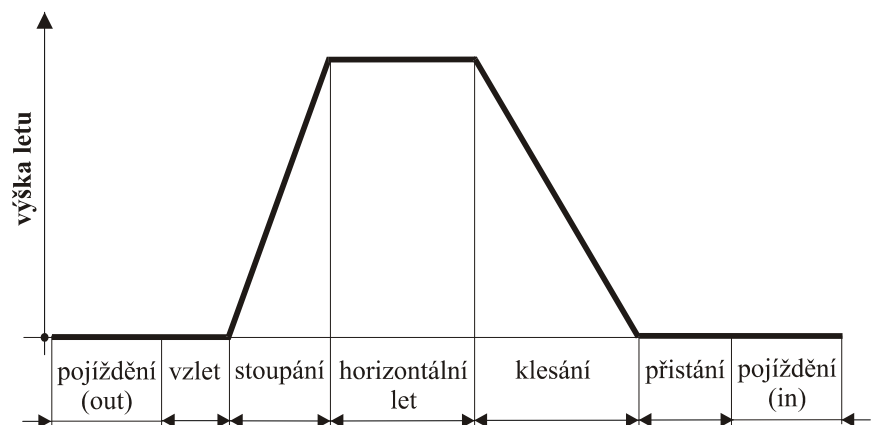
### Typické lety, spektra zatížení

Výchozí podklady o zatížení letounu byly získány z letových měření na dopravním letounu kategorie commuter BE-1900D, kterých se účastnilo 28 letounů, přičemž během 903 letů bylo nalétáno 585 letových hodin [8]. Celkem bylo sledováno 14 veličin, mj. svislé a podélné zrychlení, rychlost a výška letu.

Pro simulaci reálného průběhu zatížení v provozu při únavové zkoušce je třeba dostatek informací o provozních parametrech, které mají vliv na velikost a četnost zatížení. Tato data mohou být získána sledováním na letounech stejné kategorie, nebo v pozdější fázi, kdy jsou již v provozu vyrobené letouny, přímo na daném typu. Na obr.1 jsou dosahované maximální výšky letu v závislosti na délce létaných tratí. Tato data byla pro potřebu únavové zkoušky nahrazena 26 typickými lety pokrývajícími z hlediska těchto dvou parametrů celou škálu využití letounu. Každému typickému letu bylo přiřazeno na základě provozních dat příslušné procentuální zastoupení z celkového počtu letů obsažených v zatěžovací sekvenci. Typický profil letu dopravního letounu lze zjednodušit a rozdělit do jednotlivých fází podle obr.2. Toto členění vychází také z toho, jak jsou tyto fáze formálně definovány již při zpracování naměřených dat.

Informaci o zatížení letounu za letu představují kombinovaná spektra poryvů a manévrů pro fázi stoupání, horizontálního letu a klesání, která udávají kumulativní četnost přírůstku násobku gravitačního zrychlení vztaženou na jednotku ulétnuté vzdálenosti (NM - námořní míle) a to samostatně pro šest výškových intervalů (obr.3). Při sestavení sekvence kmitů v rámci letu se předpokládá pohyb letounu daný typickým profilem letu, průměrnými rychlostmi stoupání a klesání a rychlostmi letu vyjádřenými v závislosti na výšce letu ([8], [9]). Letoun stoupající po startu postupně "prolétává" jednotlivými výškovými intervaly, pro které jsou spočteny ulétnuté vzdálenosti a odtud odvozeny počty kmitů, které jsou postupně ze spektra pro příslušný interval zařazovány do sekvence. Stejným způsobem jsou vygenerovány kmity pro fázi horizontálního letu a klesání. Uvedený postup tedy respektuje závislost velikosti a četnosti zatížení na výšce letu.

Výpočtem bylo prokázáno, že únavové poškození způsobené pozemním zatížením je možno ve srovnání s poškozením od poryvů, manévrů a cyklu země-vzduch-země (Z-V-Z) zanedbat. Na závěr každého letu je ze spekter na obr.4 vygenerován počet kmitů připadajících na jeden let. Do sekvence je z nich ovšem zařazen pouze největší záporný extrém, který uzavírá cyklus Z-V-Z (obr. 5).



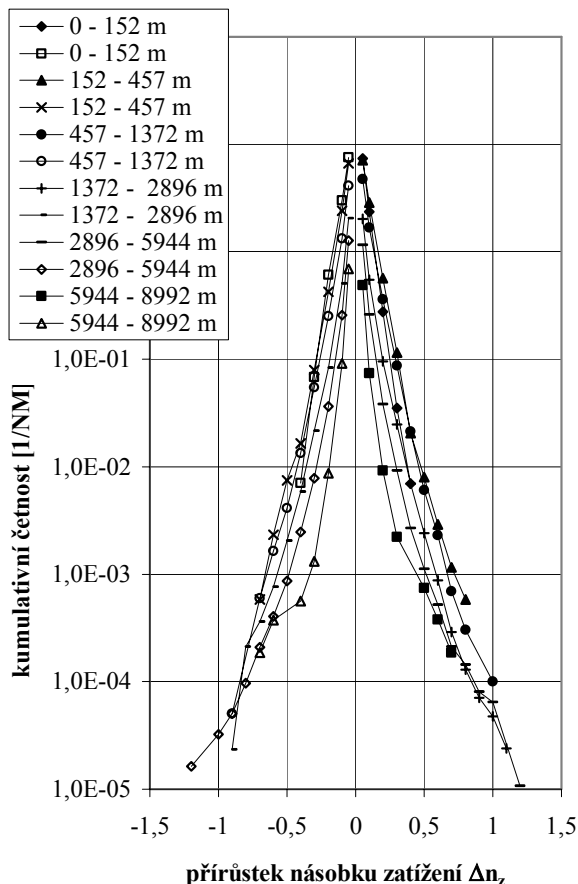
Obr. 2 Typický profil letu dopravního letounu

Nejvyšší zatížení obsažená ve spektrech jsou v průběhu životnosti dosažena pouze u některých letounů z celé flotily stejného typu. Tato vysoká zatížení vyskytující se s malou četností mají převážně pozitivní vliv na životnost. Proto je důležitá volba horní hranice velikosti kmitů, nad kterou již nejsou kmity ze spektra do sekvence zařazovány. Vzhledem k tomu, že nejvyšší zatížení se v sekvenci vyskytuje právě jedenkrát, je jeho velikost dána zvolenou délkou zatěžovací sekvence, která je při zkoušce opakována. Bylo respektováno doporučení ([1], [10]), že tato délka má odpovídat desetíně cílové životnosti letounu. Spočtená bezpečná životnost vzorku nosníku je 24 000 letových hodin. Odtud byla odvozena délka sekvence 2400 letových hodin, ve kterých je obsaženo 3612 letů.

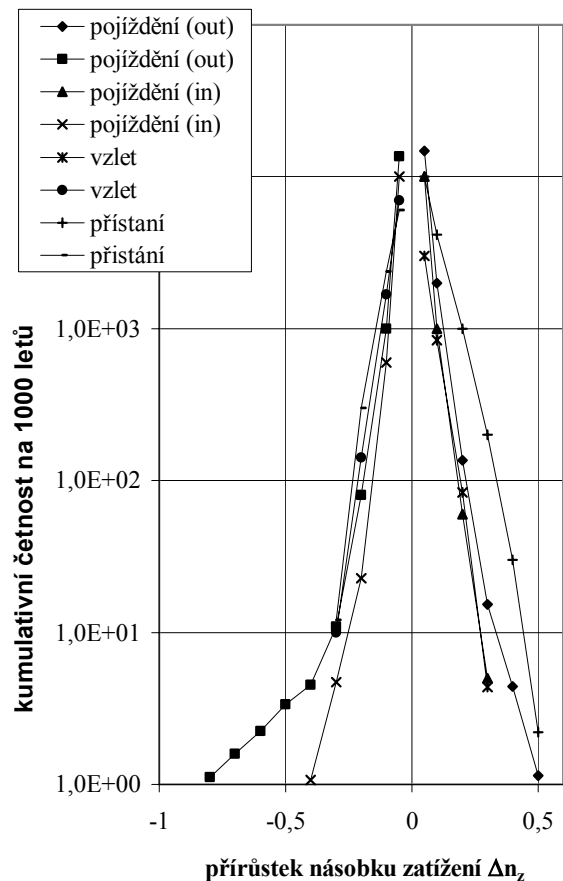
## Sestavení zatěžovací sekvence

Algoritmus pro sestavení zatěžovací sekvence byl naprogramován v jazyce Pascal. Obsahuje tyto kroky:

- Náhodná volba typického profilu letu.
- Vygenerování posloupnosti extrémů zatížení od poryvů a manévrů pro fáze stoupaní, horizontálního letu a klesání. Náhodné pořadí extrémů zatížení ale i typických letů je realizováno pomocí generátoru náhodných čísel s rovnoměrným rozdělením v intervalu  $\langle 0,1 \rangle$  a spočtené pravděpodobnosti výskytu daného extrému, resp. typického letu.
- Vypuštění velmi malých kmitů, které je nezbytné z hlediska dosažení přijatelné délky trvání únavové zkoušky. U každého vygenerovaného kmitu je spočtena napěťová odezva v předpokládaném kritickém místě konstrukce. Kmit je zařazen do sekvence, pokud tato hodnota přesáhne definovanou mez únavy pro S-N křivku popisující únavové chování zkoušené konstrukce.
- Náhodná volba extrémů pozemního ztížení. Nalezení největšího záporného extrému a jeho zařazení do sekvence.
- Přepočet sekvence kmitů vyjádřených hodnotami násobků gravitačního zrychlení na



Obr. 3 Kombinované spektrum poryvů a manévrů pro fázi stoupaní, vodorovného letu a klesání

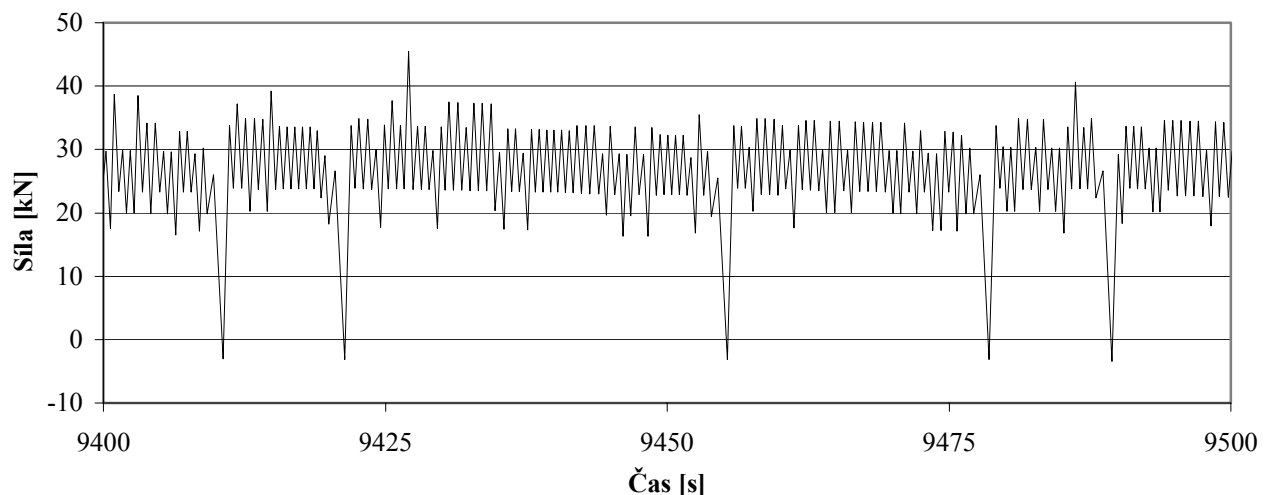


Obr. 4 Spektra pozemního zatížení

hodnoty sil vyvozovaných jednotlivými hydromotory použitými pro danou zkoušku s uvážením změny hmotnosti letounu v důsledku spotřeby paliva v průběhu letu.

- Přiřazení zatěžovací frekvence každému kmitu v závislosti na amplitudě tak, aby mohlo být maximálně využito možností experimentálního zařízení k urychlení zkoušky.
- Zápis vygenerovaného letu do výstupního souboru ve formátu, který vyžaduje řídicí SW zařízení pro únavové zkoušky.
- Zápis letu do souboru v podobě časové posloupnosti extrémů násobků i sil umožňující vizuální kontrolu sestavené sekvence.
- Zaznamenání důležitých informací o sekvenci a průběhu její generace, jako jsou počty zařazených a vypuštěných extrémů a jimi tvořených kmitů.

Tento postup je opakován pro všech 3612 letů. To znamená, že historie zatěžování pro různé realizace shodného typického letu je pokaždé jiná. Výsledná sekvence po zkrácení vypuštěním malých kmitů obsahuje 111 157 kmitů zatížení od poryvů a manévrů (obr.5). Na jednu letovou hodinu tedy připadá 46,3 kmitu. V současné době je použita při únavové zkoušce vzorků nosníku (obr.6). Experimentální zařízení pro tuto zkoušku tvoří hydromotor



Obr. 5 Několik letů ze sestavené zatěžovací sekvence

MTS 244 (100 kN) s regulátorem MTS 407. K řízení zkoušky slouží jednotka INOVA CU2 a software LabExpert.

## Závěr

Byla sestavena zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku vzorku nosníku křídla, která má umožnit osvojení problematiky tvorby sekvence typu let za letem s náhodným pořadím extrémů a dále pak ověřit možnost provádění zkoušek se složitým a rozsáhlým průběhem zatížení na zařízení používaném Zkušebnou letecké techniky Leteckého ústavu. Algoritmus byl



Obr. 6 Únavová zkouška nosníku křídla

zpracován do programu v jazyce Pascal. Únavová zkouška v současné době úspěšně probíhá.

## Literatura

- [1] *Fatigue Evaluation of Wing and Associated Structure on Small Airplanes*, rep. AFS-120-73-2 - Federal Aviation Administration Washington, 1973, 38 p.
- [2] Růžička, M. a kol.: *Návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku motorového lože letounu AE-270*, zpráva AC0327CZ – Fakulta strojní ČVUT Praha, 1999, 47 s.
- [3] Šenkýř, P.: *Návrh únavové zkoušky vzorku křídla EV-97 VLA EUROSTAR*, zpráva EVLA 002.99-T – Evektor - Aerotechnik Kunovice, 2000, 10 s.
- [4] Augustin, P.: *Závěrečná zpráva z únavové zkoušky motorového lože letounu Ae 270*, zpráva AC0363CZ – Letecký ústav FSI VUT Brno, 2003, 43 s.
- [5] Augustin, P.: *Závěrečná zpráva z únavových zkoušek vzorků křídla EV – 97 VLA*, zpráva LU10/2002 – Letecký ústav FSI VUT Brno, 2002, 29 s.
- [6] Augustin, P., Pištěk, A.: *Experimentální určení podkladů pro damage tolerance analýzu nosníku křídla s únavovými trhlinami ve stojně* - Sborník 38. mezinárodní konference Experimentální analýza napětí, Třešť, str. 9-14, 2000
- [7] 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, 31 s.
- [8] 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.
- [9] *Beech 1900D Airliner Specifications*, [www.raytheon.com](http://www.raytheon.com)
- [10] Jonge, J.B., Schütz, D., Lowak, H., Schijve, J.: *A Standardized Load Sequence for Flight Simulation Tests on Transport Aircraft Wing Structures*, rep. NLR TR 73029U – LBF Darmstadt / NLR Amsterdam, 1973, 51 p.