

**EXPERIMENTÁLNÍ URČENÍ PODKLADŮ PRO DAMAGE TOLERANCE
ANALÝZU NOSNÍKU KŘÍDLA S ÚNAVOVÝMI TRHLINAMI VE STOJINĚ**

**EXPERIMENTAL DATA DETERMINATION FOR THE DAMAGE TOLERANCE
ANALYSIS OF THE WING SPAR WITH CRACKED WEB**

Petr Augustin, Antonín Pištěk¹

Abstract:

For the aircraft life determination according to FAR Part 25 regulations is required the damage tolerance evaluation. The solution of this problem is traditionally concentrated on the stiffened panels in the literature. This paper presents the results of the testing program focused on the wing spar with cracks in the web. The specimen of the spar was at first fatigue loaded with 100 kN MTS hydraulic actuator. The cracks were initiated from the notch in the rivet hole of the joint with the flange. The crack propagation was measured and the crack growth curve was designed. After finishing the fatigue tests the specimen was used for the residual strength testing.

Klíčová slova: damage tolerance, životnost, únava

Úvod

K prokázání životnosti nově vyvíjených dopravních letadel certifikovaných podle předpisu letové způsobilosti FAR 25 ([1], [2]) je vyžadována aplikace filosofie damage tolerance. Podrobnější požadavky jsou v této oblasti formulovány předpisem MIL-A-83444 Airplane Damage Tolerance Requirements, který doplňuje pouze rámcové civilní předpisy [3]. V souladu se skutečností je podle tohoto přístupu připouštěna existence únavových trhlin v konstrukci letadla a cílem analýzy je stanovení programu prohlídek konstrukce, které musí toto poškození odhalit před dosažením kritické velikosti. Stanovení programu prohlídek je možné na základě provedení analýz a zkoušek šíření trhlin a zbytkových pevností. Analýzy šíření trhlin musí předpokládat přítomnost vad v nejexponovanějších místech a předpovídat chování těchto vad v souladu s tím, jak bude součást provozována. Řešení problematiky damage tolerance se v literatuře převážně omezuje na oblast vyztužených panelů namáhaných tahem (viz. např. [4] a [5]). Předkládaná práce se zaměřila na specifický případ nosníku s trhlínou ve stojině. K řešení bylo nejprve přistoupeno experimentálně. Cílem experimentů bylo získání informací o chování únavových trhlin - směru šíření trhlin ve stojině a jejich interakci s dalšími konstrukčními prvky jako jsou pásnice a rozpěrky. Nosníky s trhlínami byly po ukončení únavových zkoušek použity ke zkouškám zbytkových pevností. Zkoušky byly realizovány v rámci grantu GA ČR „Únosnost nosníku s porušující se stojinou pro analýzu životnosti systémem damage tolerance“ [6].

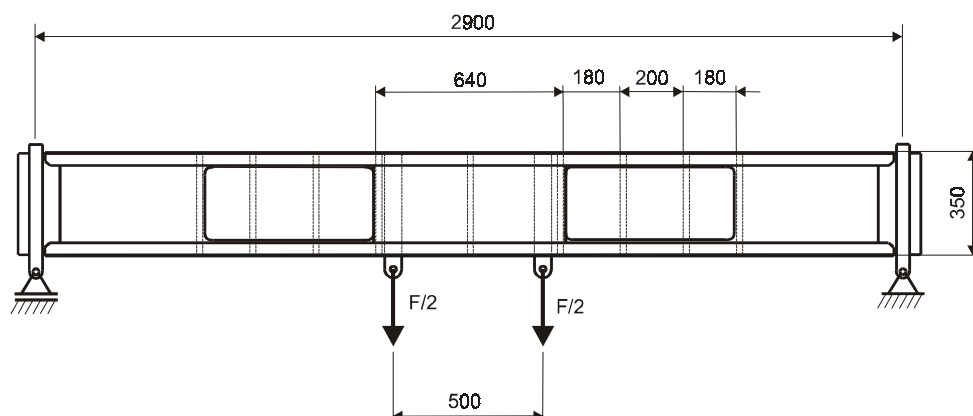
¹ Doc. Ing. Antonín Pištěk, Csc., e-mail: pistek@iae.fme.vutbr.cz,

Ing. Petr Augustin, e-mail: augustin@iae.fme.vutbr.cz

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, Technická 2,
616 69 Brno

Popis experimentu

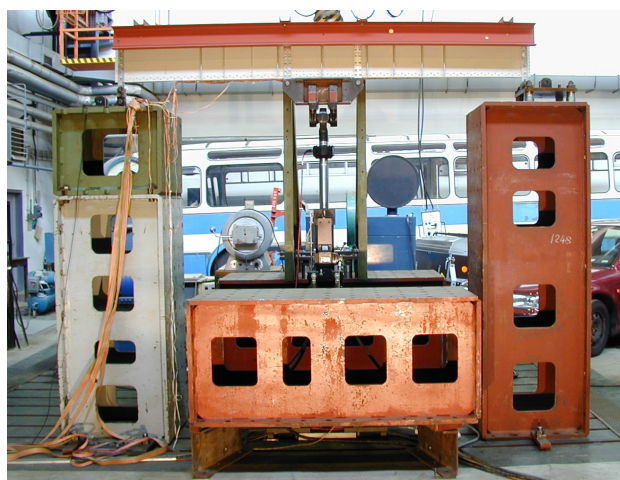
Pro zkoušky byl navržen vzorek (obr.1), jehož dimenze odpovídají nosníku křídla letounu LM200 Loadmaster. Stojina vzorku z duralové slitiny D16čATV o tloušťce 1,5 mm je snýtovaná s pásnicemi tvořenými L-profilem o rozměrech 5x40x40 mm ze slitiny Z424203.61. Na pásnicích jsou nanýtovány pásy o tl.2 mm reprezentující spoj potahu křídla a pásnice.



Obr. 1

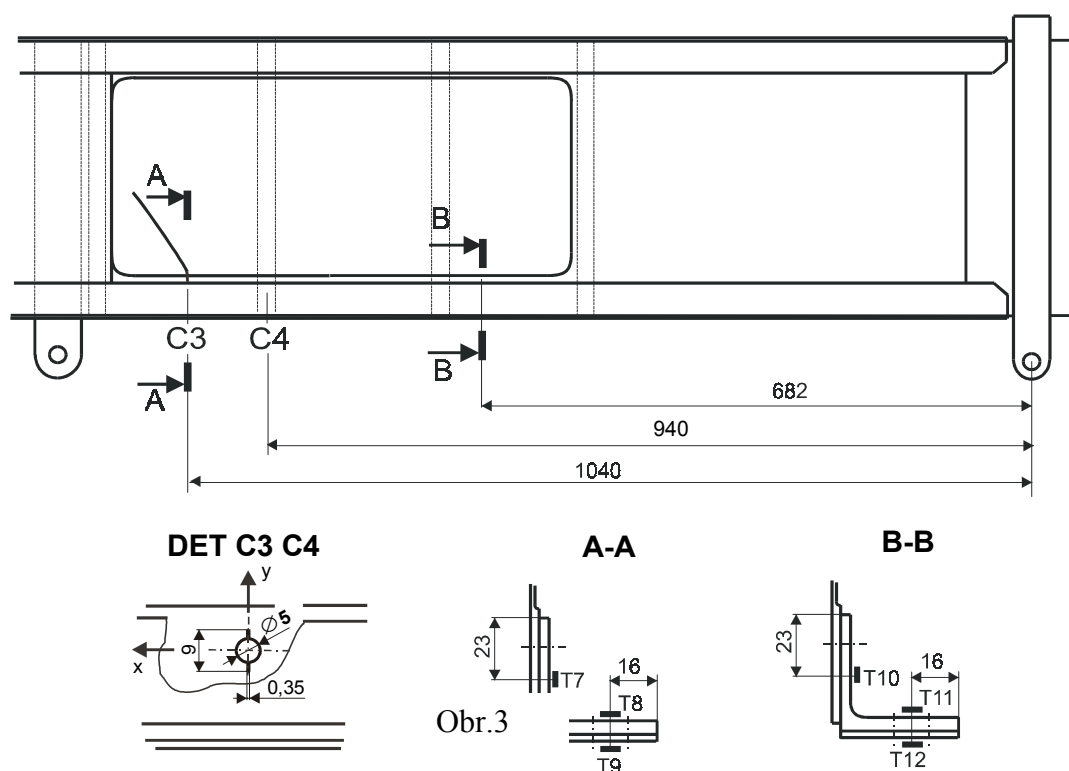
V otvorech čtyř nýtů spoje pásnice a stojiny byly před zanáťováním oboustranným naříznutím vytvořeny vruby lokalizující místa počátku únavových trhlin na levé (označení C1 a C2) a na pravé polovině nosníku (C3 a C4 - obr.3). Poloha vrubů byla volena tak, že umožnila srovnání trhlin s počátkem uprostřed pole stojiny s trhlinami rostoucími od spoje pásnice, stojiny a rozpěrky, tzn. z okraje pole stojiny. Na pásnici nosníku bylo na počátku únavové zkoušky nalepeno 12 tenzometrů T1–T12 (obr.3). Tenzometry byly umístěny jak v místech počátku předpokládaných trhlin C2 a C3, tak v oblasti bez trhlin.

Únavové i statické zkoušky prvního vzorku nosníku proběhly s využitím společného zkušebního zařízení (obr.2). Okrajové podmínky uchycení v přípravku jsou znázorněny na obr.1. Nosník byl podepřen na koncích a zatěžován uprostřed přímočarým hydromotorem. Horní pásnice byla po celé své délce stabilizována proti vybočení uložením mezi ocelovými profily. Prostor mezi nimi a nosníkem byl vyplněn dřevěnými hranoly. Zatížení bylo realizováno hydromotorem MTS 244.22 100 kN řízeným regulátorem MTS 407. Generaci žádané hodnoty zatížení, digitalizaci a průběžný záznam skutečných hodnot do datových souborů prováděla řídicí jednotka INOVA CU2 tvořená PC a analogo-číslicovým adaptérem ADAS16. Ke statickému tenzometrickému měření při zkouškách zbytkové pevnosti a při měření přerozdělení napětí v porušující se konstrukci sloužila šestnáctikanálová digitální ústředna. Jeden měřicí zesilovač regulátoru MTS 407 byl v průběhu



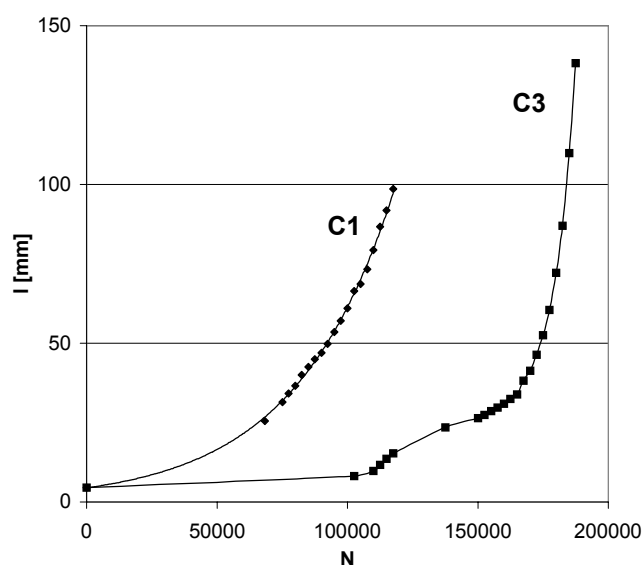
Obr.2

únavové části experimentu využít pro automatické měření vybraným tenzometrem.



Únavová zkouška

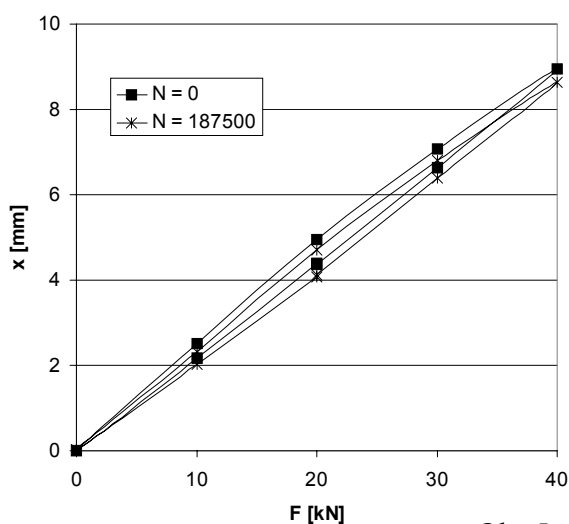
První vzorek nosníku byl při únavové zkoušce zatěžován míjivým cyklem sinusového tvaru o frekvenci 2 Hz s konstantní amplitudou a maximem síly na válci o velikosti 40 kN. Toto zatížení bylo stanoveno z podmínky napětí v pásnici v místě trhlin C1 a C4 o velikosti 100 MPa, které přibližně odpovídá maximálním hodnotám ve spektrech zatížení křídla používaných při prokazování životnosti dopravních letounů [7]. Při této velikosti zatížení již docházelo ke zvlnění stojiny. V průběhu únavové zkoušky byla měřena poloha čela trhlin šířících se ze zářezů otvorů pro nýty. Během měření byla únavová zkouška přerušována a nosník byl zatěžován statickým zatížením o velikosti maxima zatížení dynamického cyklu. Na levé polovině nosníku se jako rozhodujícím poškození ukázala být trhlina C1, na pravé C3. V místech C2 a C4 dosáhly trhliny zanedbatelných délek. Měření byla zpracována do podoby růstových křivek



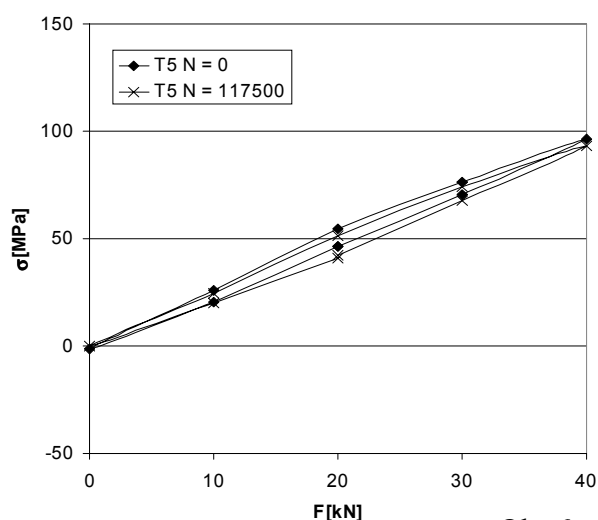
Obr.4

poškození (obr.4), na jejichž základě je možné stanovení intervalů prohlídek konstrukce během provozu letounu. Poloha čela trhliny měřená v souřadném systému x-y s počátkem v ose příslušného nýtu byla přepočítána na skutečnou délku trhliny označenou jako l . Zřetelný pokles rychlosti šíření trhliny C3 byl způsoben přetížením při zkoušce zbytkové pevnosti levé poloviny nosníku.

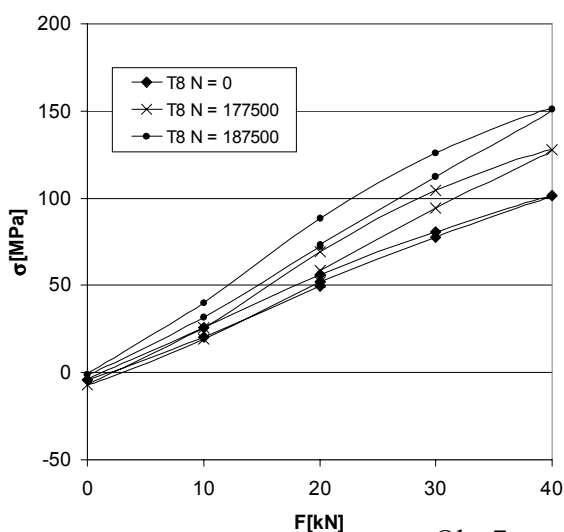
V průběhu únavové zkoušky bylo několikrát provedeno měření, jehož účelem bylo zachytit změny vlastností nosníku, zejména přerozdělení napětí způsobené postupným porušováním stojiny nosníku. Únavová zkouška byla přerušena a nosník byl postupně staticky zatěžován silou 20, 30, 40, 30, 20, 10, 0, 10 a 20 kN, tzn. vždy bylo provedeno proměření jednoho zatěžovacího cyklu. Při uvedených hodnotách zatížení byly současně zaznamenány hodnoty napětí v pásnici změřené tenzometry T1–T12 a odpovídající hodnoty zdvihu hydromotoru (x). Měření proběhlo před spuštěním únavové zkoušky, dále po 68227, 102500, 117500 (před provedením první zkoušky zbytkové pevnosti), 177500 a 187500 cyklech (před provedením druhé zkoušky zbytkové pevnosti). Měření byla nejprve zpracována do podoby závislostí σ - F a x - F , které zachycují hysterezi konstrukce nosníku (obr.5-7). Lepší představu o přerozdělení napětí lze získat sledováním změny napětí v pásnici při zatížení vzorku nosníku silou o velikosti 40 kN v závislosti na délce trhliny (obr.8). Z tohoto obrázku je vidět, že napětí změřená tenzometry T7 a T8 zachycují postupné přetěžování pásnice v důsledku růstu trhliny C3.



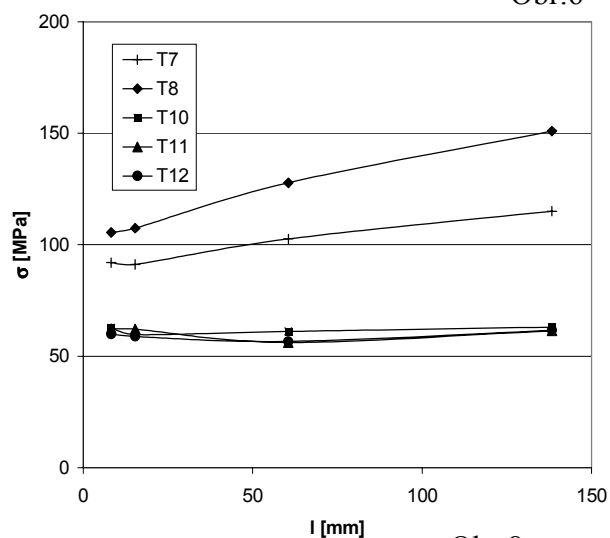
Obr.5



Obr.6



Obr.7



Obr.8

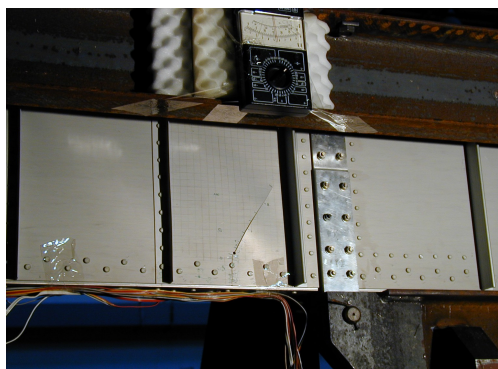
Zkoušky zbytkové pevnosti

Po 117500 cyklech zatížení byla provedena zkouška zbytkové pevnosti levé poloviny nosníku. Obr.9 vlevo zachycuje výchozí poškození levé poloviny nosníku před touto zkouškou - trhlinu ve stojině C1 o délce 99 mm. Další trhlinka vznikla v pásnici v otvoru pro nýt bezprostředně sousedícím s trhlinou ve stojině, tzn. v místě, ve kterém dochází v průběhu růstu trhliny ve stojině k nárůstu napětí (obr.8). Zatížení bylo postupně zvyšováno až do úplného porušení nosníku s krátkými výdržemi, při kterých byl nosník kontrolován a fotografován. V průběhu zkoušky byl pořizován kontinuální záznam napětí měřeného

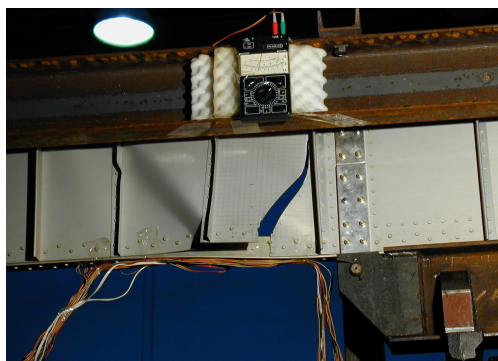


Obr.9

tenzometry, síly a zdvihu hydromotoru. Průběh zkoušky je také zachycen na videozáznamu. U trhliny ve stojině nebyl při jeho vyhodnocení pozorován v průběhu zvyšování zatížení stabilní růst trhliny, jaký je popisován v případě vyztužených panelů [5]. Úplné porušení nosníku nastalo v jediném okamžiku při zatížení 87,4 kN, přičemž došlo téměř současně k nestabilnímu rozšíření trhliny ve stojině a úplnému lomu pásnice. Vyhodnocení



Obr.10



Obr.11

videozáznamu poskytlo možnost identifikace pořadí poruch, které nastaly zdánlivě současně. Ze tří záběrů pořízených videokamerou v krátkém okamžiku porušení je zřejmé, že k lomu pásnice došlo až po přibližně dvojnásobném prodloužení trhliny ve stojině. Na obr.9 uprostřed je „snímek“ pořízený videokamerou zachycující okamžik lomu, kdy je trhlinka ve stojině rozšířená na přibližně dvojnásobnou délku, zatímco pásnice je ještě vcelku. Vpravo je pak zachycen nosník po ukončení zkoušky zbytkové pevnosti. Lze předpokládat, že po prodloužení trhliny ve stojině muselo dojít k nárůstu napětí v pásnici analogicky, jako tomu bylo při růstu trhliny během únavové zkoušky (obr.8).

Po zkoušce zbytkové pevnosti levé poloviny vzorku nosníku byla porušená část nosníku provizorně opravena tak, aby bylo umožněno pokračování únavové zkoušky. Zkouška zbytkové pevnosti pravé poloviny vzorku se uskutečnila po 187500 cyklech. Na obr.10 je výchozí poškození pravé poloviny nosníku po ukončení únavové zkoušky - trhlinka ve stojině C3 o délce 138 mm. Po dosažení zatížení 81,55 kN došlo k rozšíření

trhliny C3 ve stojině a současněmu porušení nejméně jednoho sousedního nýtu, přičemž došlo k poklesu síly. Při dalším posuvu hydromotoru destrukce nosníku pokračovala porušováním nýtů a současným prodlužováním trhliny ve stojině (obr.11). Rozdělení porušení vzorku nosníku do několika fází vyplývá z použitého režimu řízení zdvihu hydromotoru, který je stabilnější než silová zpětná vazba.

Závěr

V tomto příspěvku prezentované výsledky pochází ze zkoušek prvního vzorku nosníku zkoušeného na Leteckém ústavu v rámci grantového úkolu. Účelem úvodních zkoušek bylo získání základních informací o charakteru únavového poškození stojiny nosníku. Byly naměřeny růstové křivky poškození pro dvě trhliny a následně provedeny zkoušky zbytkové pevnosti. K porušení nosníku s trhlinou ve stojině došlo v obou případech náhle bez náznaku stabilního šíření trhliny ve stojině. Téměř současně došlo k porušení stojiny a nýtů spoje stojiny a pásnice, ev. v případě výskytu trhliny v pásnici k současněmu porušení stojiny a pásnice. Stanovení pořadí porušení jednotlivých elementů konstrukce je obtížné. Při zkouškách zbytkové pevnosti se ukázalo, že porušení přibližně 1/3 průřezu stojiny vzorku nosníku nesníží únosnost nosníku pod maximální možnou hodnotu provozního zatížení. Při zkouškách dalších vzorků nosníků bude nezbytné ověření zbytkové pevnosti pro trhliny ve stojině o větší délce. Dalším námětem pro budoucí zkoušky je použití zatěžovacího spektra typu let za letem simulujícího běžný letový provoz. Tato spektra jsou v současné době ve světě vyžadována pro zkoušky týkající se letadlových konstrukcí [7].

Důležitou oblastí využití výsledků zkoušek šíření trhlin a zbytkových pevností je jejich využití jako podkladů pro verifikaci výpočtových modelů pro stanovení růstové křivky poškození a zbytkové pevnosti. Uvádí se, že v konstrukci letounu je nutno analyzovat přibližně 150 oblastí. Je zřejmé, že zkoušky elementů konstrukce v tomto rozsahu jsou ekonomicky neúnosné. Proto je pro damage tolerance analýzy obvyklé použití výpočtových metod. Na výrobci letounu je ovšem vyžadováno prokázání jejich konzervativnosti na základě porovnání s provedenými zkouškami. V rámci grantového úkolu byl vytvořen k výpočtovému určení zbytkové pevnosti model nosníku pomocí MKP systému MSC PATRAN/NASTRAN [8]. Tento výpočet predikoval poruchu stojiny s trhlinou s přesností 10 %.

Literatura

- [1] FAR Part 25, Airworthiness Standards, Federal Aviation Administration
- [2] Advisory Circular 25.571-1A, Damage-tolerance and fatigue evaluation of structure, Federal Aviation Administration
- [3] Běhal, J.: Návrhové hodnoty přípustných poškození draků letadel prokazovaných jako „damage tolerance“, Praha, 1998
- [4] Swift, T.: Damage tolerance technology, A Course in Stress Analysis Oriented Fracture Mechanics, Federal Aviation Administration
- [5] Běhal, J.: Rozbor metodiky odhadu zbytkové statické pevnosti tenkostěnných konstrukcí aplikací R-křivek materiálu, zpráva VZLÚ, V-1522/84, Praha, 1984
- [6] Pištěk A., Bedřich L., Augustin P.: Únosnost nosníku s porušující se stojinou pro analýzu životnosti systémem „damage tolerance“ – závěrečná zpráva grantového projektu č.101-98-0292, zpráva Leteckého ústavu 3V/00, Brno 2000
- [7] Růžek, R.: Šíření únavových trhlin v letadlových konstrukcích při složitém průběhu zatěžování, kandidátská disertační práce, FJFI ČVUT Praha, 1993
- [8] Dubina L., Týžner K., Bedřich L.: Stanovení zbytkové pevnosti nosníku č.v. KV 62-681 s trhlinou na stojině, LET 1/4510/00, Kunovice 2000