

č. 6 / 2007



Tento elektronický sborník je věnován výzkumnému záměru s názvem, Výzkum pevnosti hmotnostně úsporných konstrukcí, zejména letadlových, který je nyní řešen divizí Pevnost letadel, která je součástí VZLÚ a. s. ISSN 1801 - 9315

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl Elektronický sborník VZLÚ, a.s. Číslo 6, prosinec 2007, 2. ročník

Adresa redakce:

Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s. Beranových 130, 199 05 Praha 9, Letňany Tel.: 225 115 223, fax: 286 920 518

Šéfredaktor:

Ing Ladislav Vymětal (e-mail: vymetal@vzlu.cz)

Technický redaktor, výroba:

Stanislav Dudek (<u>dudek@vzlu.cz</u>)

Vydavatel: Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.

© 2007 VZLÚ, a.s.

Vychází nepravidelně na webových stránkách <u>www.vzlu.cz</u> u příležitosti seminářů pořádaných VZLÚ. Veškerá práva vyhrazena.

Úvod

Tento elektronický sborník je věnován Výzkumnému záměru s názvem "Výzkum pevnosti hmotnostně úsporných konstrukcí, zejména letadlových", který je nyní řešen divizí Pevnost Letadel, která je součástí VZLÚ a.s.

Pevnost hmotnostně úsporných konstrukcí je chápána jako komplexní vědní obor a hlavním cílem zmíněného výzkumného záměru je významné zvýšení úrovně vědeckého poznání v tomto oboru a tím jeho posunutí jako celku směrem vpřed.

Systematický výzkum v oblasti pevnosti a pevnostní certifikace letadel je nepostradatelnou součástí vývoje nové moderní letecké konstrukce, kde je hlavní důraz kladen na snížení hmotnosti a současně i na zlepšení cenové efektivity takovýchto konstrukcí. Tyto zdánlivě proti sobě jdoucí požadavky patří mezi celosvětově uznávané priority v této vědecké disciplině a proto i výzkum v této oblasti techniky musí být systematicky podporován tak, abychom byli schopni takové konstrukce vyvinout, postavit, certifikovat, sériově vyrábět a v neposlední řadě i provozovat. Pouze metodický rozvoj tohoto oboru nám dává možnost lepšího pochopení principů chování těchto konstrukcí a otevírá nám nové možnosti v dílčích oblastech jako jsou přenos zatížení a predikce poruchy.

Je zřejmé, že výsledky tohoto výzkumu jsou ihned aplikovatelné i v ostatních oborech techniky. Vysokou úroveň našeho výzkumu dokumentuje i to, že se nám daří integrovat tyto aktivity společně s evropskou potřebou a spolupracujeme tak s řadou zahraničních partnerů v rámci různých projektů podporovaných Evropskou unií.

Při bližším pohledu na problematiku výzkumu pevnosti hmotnostně úsporných konstrukcí se zřetelně objeví velmi logické a přirozené rozdělení aktivit. Pokud vezmeme jako příklad obecnou verifikaci pevnosti dílu nebo celé konstrukce, logicky začneme s výpočtem. Výsledky výpočtů nám dají rychle představu o pevnosti konstrukce. Ovšem nesmíme opomenout, že každý výpočet je obvykle provázen zjednodušujícími předpoklady, výběrem příslušné metody a nejistotou v okrajových podmínkách a aplikaci zatížení. Je zřetelné, že i ta nejdokonalejší metoda výpočtu nedokáže spolehlivě postihnout všechna specifika úlohy, a proto je nutné, v případě certifikace dokonce povinné, provést experimentální ověření chování skutečné konstrukce.

Realizace ověřovacích a certifikačních zkoušek s vysokou kvalitou a tím i vysokou spolehlivostí a vypovídací hodnotou v sobě zahrnuje poměrně široké množství činností ovlivněných řadou aspektů. Nejdříve je nutno pečlivě definovat a vytvořit okrajové podmínky a systém simulace zatížení. Následně je potřeba připravit a realizovat měřící a regulační řetězec zkoušky. Paralelně jdoucí činností v případě experimentálního ověřování pevnosti je i nezbytná nedestruktivní defektoskopická kontrola zkušebního kusu, tak abychom před zkouškou a i během ní dokázali monitorovat stav konstrukce zejména z pohledu její pevnosti. Nejdříve je nutno ověřit vhodnou nedestruktivní metodou kvalitu zkušebního kusu před započetím zkoušky tak,

abychom se ujistili, že v konstrukci nejsou přítomny výrobní a materiálové vady, které mohou mít za následek nepředvídatelné chování konstrukce během pevnostního experimentu. Vlastní nedestruktivní zkoušení hraje významnou roli především v případě dlouhodobých únavových zkoušek komplexních konstrukcí, kde je extrémně důležité umět odhalit iniciaci únavové poruchu a následně monitorovat šíření tohoto typu poruch tak, abychom mohli stanovovat míru poškození konstrukce. Důležitost nedestruktivního zkoušení v posledních letech neustále narůstá. Důvodem tohoto nárůstu je aplikace rozmanitých kompozitních materiálů kde výrobní kontrola těchto dílů reprezentuje nemalou část výrobních nákladů. Navíc řada konvenčních metod používaných pro klasické materiály a konstrukce je neaplikovatelná v oblasti kompozitů, což vede i k rozvoji nových metod nedestruktivního zkoušení. Je zřejmé že NDT je oborem, který se stává stále významnějším a nelze ho tedy opomínat.

Na základě těchto úvah je logické že řešení Výzkumného záměru je rozděleno do následujících oblastí.

- výpočtové simulace
- technologie, průkazu a provozu konstrukcí
- metrologie a metody měření
- nedestruktivní zkoušení konstrukcí a materiálů

Výsledky tohoto výzkumu budou nové metody a metodiky v těchto čtyřech definovaných oblastech, které nám pomohou posunout kupředu naše klíčové schopnosti v oblasti výzkumu a vývoje hmotnostně úsporných konstrukcí. Toto zdokonalení našich schopností významně napomůže naší integraci do *Evropského Výzkumného Prostoru*.

Rok 2007 je čtvrtým rokem řešení tohoto projektu. Během dosavadní doby řešení se nám podařilo vytvořit a stabilizovat dobrý výzkumný tým, který již vytvořil řadu kvalitních a zajímavých výsledků, které zlepšují úroveň našeho poznání v řadě oblastí. Následující články ilustrují naše výzkumné aktivity v tak širokém a komplexním oboru jakým pevnost hmotnostně úsporných konstrukcí bezesporu je. Některé významné výsledky našeho výzkumu byly již publikovány na různých konferencích a v ostatních vědeckých časopisech a nemohou tedy být otištěny zde.

es es es

Obsah sborníku

- 6 Využití fotogrammetrického korelačního systému pro měření materiálových vlastností kompozitů V. Kafka, S. Tománek
- **10 Výpočet reverze řídicích ploch letounu EV-55** *J. Čečrdle*
- 29 Funkce frekvenční odezvy nelineárních soustav z modálních parametrů – návrh experimentálně početní metody *O. Černý, V. Hlavatý*
- **53** Aeroelastické simulace s využitím CFD metody s pohyblivou mřížkou *V. Losík*
- 62 Detekce vnitřních poruch (delaminace) ultrazvukovou metodou (UT) v konstrukcích vyrobených z kompozitových materiálů V. Horák, V. Makarov
- 68 Metodika optimalizace zatěžovacích sekvencí s ohledem na zkrácení doby zkoušek *R. Růžek*
- 74 Systém se zatěžovacími bloky pro pevnostní zkoušky J. Vrhel, J. Lacina
- 80 Metodika modelování spojů pro statické a únavové výpočty pomocí MKP

R. Doubrava

- **87 Modernizace plátěných závěsů pro pevnostní zkoušky** *V. Snop*
- **92** Vliv anizotropie kompozitů na jejich vzpěrnou pevnost *J. Raška*
- **100 Využití software TWR na divizi Pevnost letadel** *M. Oberthor, B. Mezihorák*
- 113 Organizace společných experimentálních úloh v mezinárodních projektech výzkumu a vývoje J. Běhal, ml., J. Vrhel
- 119 Rozpoznávání emisních signálů metodou AE při únavovém poškozování vzorků nýtových spojů
 - J. Skala

Využití fotogrammetrického korelačního systému pro měření materiálových vlastností kompozitů

Ing. Kafka Václav CSc., Ing. Tománek Stanislav

Článek se zabývá vyžitím fotogrammetrického korelačního systému pro měření materiálových charakteristik kompozitů, jako jsou modul pružnosti v tahu nebo Poissonovo číslo. Jsou zde představeny vstupní parametry pro korelační výpočet (velikost korelačního okna, poloha korelačních oken), kde jejich vzájemné nastavení může pozitivně či negativně ovlivnit přesnost výpočtu a následné vyhodnocení materiálových parametrů. K měření termoplastových vzorků byl použit fotogrammetrický systém ARAMIS HS (GOM, Německo) a laserový extenzometr ME53 (Messphysic, Rakousko).

V současné době neexistuje zkušební standard, který by nějak upravoval využití bezkontaktních měřících systémů pro materiálové zkoušky. Použili jsem tedy různá nastavení vstupních parametrů a k vyhodnocení materiálových parametrů tj. modulu pružnosti v tahu a Poissonova jsme použili následující zkušební standardy (ASTM D3039, BSS 7320 a ČSN EN2561).

Klíčová slova: Digitální korelace (DIC), Fotogrammetrický systém, Modul pružnosti, Poissonova číslo, Kompozity

Úvod

V současné době je patrný viditelný nástup nových bezkontaktních měřících metod, které začínají hrát výraznou roli v oblasti experimentálních zkoušek. Mezi nejběžnější typy zkoušek patří zjišťování základních materiálových charakteristik jako je modul pružnosti v tahu a Poissonovo číslo.

I přes rostoucí nárůst v používání těchto systémů zde neexistuje předpis, který by nějak upravoval nastavení korelačního výpočtu s předem definovaným rozsahem výskytu chyby. Vhodná volba těchto parametrů (velikost korelačního okna, jejich vzdálenosti, atd.) závisí především na intuici obsluhy a nevhodné nastavení tak může výrazně ovlivnit výsledky vyhodnocení.

Zkušební zařízení a zkušební standardy

K měření byl využit fotogrammetrický systém ARAMIS HS s velikostí měřené plochy 100 x 80 mm. K porovnání posloužil laserový extenzometr ME 53 s měřící bází 100 mm. Takto velká měřící báze byla zvolena z důvodu vytvoření dostatečné plochy,

která by nebyla osvícena laserovým extenzometrem a dovolila zde využít fotogrammetrický systém.

Následující zkušební standarty byly použity ke stanovení modulu pružnosti v tahu a Poissonova čísla:

- ČSN EN 2561 Tahová zkouška ve směru vláken
- BSS 7320 Tahová zkouška kompozitů
- ASTM D3039 Zkušební metoda pro stanovení tahových vlastností polymerní matrice kompozitních materiálů.

Všechny uvedené zkušební postupy uvádí postup ke stanovení modulu pružnosti v tahu, mimo standardu BSS se zbylé uvedené postupy zabývají i stanovení Poissonova čísla.

Zkušební vzorky

Ke zkouškám byly využity vzorky z termoplastu tvaru "psí kost" o rozměrech 250x25.4x2.66 mm. Materiálové vlastnosti nám nebyly předem známé a byly cílem zkoušek. Celkem bylo odzkoušeno 6 vzorků při zatěžovací rychlosti 0.35 kN/s. Technická realizace zkoušky je zachycena na Obr. 1.



Obr. 1. Fotogrammetrický systém ARAMIS a laserový extenzometr ME 53 s upnutým vzorkem

Vyhodnocení

Standardy pro zkoušení kompozitů přesně specifikují úrovně zatížení, na kterých má pomocí sečné metody dojít k určení materiálových vlastností (našem případě modulu pružnosti v tahu a Poissonova čísla). ČSN EN 2561 je založena na maximální zaznamenané síle. Britský BSS 7320 a americký přístup ASTM D3039 jsou založeny na předem definované hodnotě deformace.

Všechny požadavky však uvádějí nebo se svou podstatou blíží k hodnotě 0.1 % deformace, což je první hodnota pro vyhodnocující sečnu. Vezmeme-li v úvahu, že běžné korelační systémy mají rozsah použitelnosti od 0.1 % deformace s citlivostí 0.02 %. Je třeba velmi obezřetně volit vstupní parametry korelace (velikost korelačního okna, poloha oken) za účelem minimalizovat vstupní šum a jeho vliv na výsledné vyhodnocení.

Uvedený problém vyvstane hlavně při určování Poissonova čísla, které se u většiny materiálů (kovů, popř. kompozitů) pohybuje okolo hodnoty 0.3. Zde se deformace ve vedlejším směru zatěžování pohybuje v okolí hranice citlivosti systému.

Obr. 2 ukazuje příklad, jak mohou vstupní parametry ovlivnit výpočet deformace. Červená křivka ukazuje výsledky vyhodnocené tahové křivky síla / deformace pro standardní nastavení. Se zvětšováním rozměru korelačního okna je patrný pokles deformace v oblasti 0 – 1 kN. Při dosažení zhruba trojnásobku původní velikosti se hnědá křivka blíží hodnotě 0.02% deformace, což je hranice citlivosti systému.



Obr. 2 – Vliv velikosti a vzdálenosti korelačního okna na hodnotu vypočítané deformace

Největší vliv na přesnost výpočtu má především velikost korelačního okna. Se zvětšování velikosti roste základna pro výpočet deformace. Na druhou stranu klesá počet vyhodnocených oken a tedy i statistická báze pro vyhodnocení požadovaného materiálového parametru. Při snaze zvýšit statistickou bázi roste dramaticky výpočtový čas a dále velikost ukládaných dat. Je tedy třeba nalézt jistý kompromis v nastavení pro dosažení optimálního času pro výpočet s požadovanou přesností.

Závěr

Porovnáme-li hodnoty modulů pružnosti v tahu dle jednotlivých zkušebních standardů pro data získaná laserovým extenzometrem a DIC metodou. Pak lze říci volba vstupních veličin (velikost korelačního okna a vzdálenost) má výrazný vliv na přesnost výpočtu deformace.

Modul pružnosti v tahu stanovený dle ČSN EN 2561 udává z dat získaných DIC metodou při standardním nastavením korelačního okna hodnoty o 2.6-3 % větší oproti výsledkům z extenzometru. Při trojnásobku standardní velikosti korelačního okna je hodnota určeného modulu větší jen o 0.7-0.9 %.

Při metodice BSS 7320 podává DIC metoda pro standardní nastavení korelačního okna hodnoty modulu pružnosti o 2.2-3.6% vyšší než modul pružnosti určený z extenzometrického měření. Pro trojnásobek korelačního okna podává DIC metoda hodnoty vyšší jen o 0.7-0.9 %.

Při metodice ASTM D3039 podává DIC metoda pro standardní nastavení korelačního okna hodnoty modulu pružnosti o 6-8 % vyšší než modul pružnosti určený z extenzometrického měření. Pro trojnásobek korelačního okna podává DIC metoda hodnoty vyšší jen o 0.7-0.9 %. Vyšší hodnota rozptylu pro standardní nastavení je dána skoro poloviční vyhodnocovací bází než je k dispozici u standardů ČSN EN 2561 a BSS 7320.

Pro určování Poissonova čísla je velmi vhodné použít dostatečně velké korelační okno, aby se zvětšila měřicí báze deformace ve vedlejším směru zatěžování.

Při porovnání hodnot Poissonova čísla z DIC dat, udává standart ČSN EN 2561 o 3 % nižší hodnoty než standart ASTM D3039, což je způsobeno dvojnásobnou vyhodnocovací bází než je předepsáno u ASTM D3039.

Literatura

- 1. Růžek, R.: *Material and technological tests of the composites with thermoplastic matrix*, Project report R-4020, VZLÚ, Prague, 2006.
- 2. ČSN EN 2561 Tahová zkouška ve směru vláken
- 3. BSS 7320 Tensile testing of composites
- 4. ASTM D3039 Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials

Výpočet reverze řídicích ploch letounu EV-55

Ing. Jiří Čečrdle, Ph.D.

Příspěvek uvádí popis a výsledky výpočtů reverze řídicích ploch letounu EV-55. Stručně je proveden teoretický rozbor tohoto statického aeroelastického jevu. Orientační výpočet reverze křidélek byl proveden klasickou metodou (metoda polotuhého křídla se vztažným řezem). Těžiště prací je soustředěno na výpočty reverze všech řídících ploch (křidélko, výškové kormidlo, směrové kormidlo) pomocí programového systému NASTRAN. Je provedena diskuse výsledků a formulovány závěry.

Úvod

Prodej a provoz letadel vyžaduje certifikát letové způsobilosti a spolehlivosti daného typu. Jeho nedílnou součástí je průkaz aeroelastické bezpečnosti, zejména dynamické stability. Tuto problematiku pokrývá např. předpis FAR 23 §23.629. Aeroelasticitou (rozumějme leteckou aeroelasticitou) nazýváme obor zkoumající fyzikální jevy, jejichž podstatou je vzájemné působení aerodynamických (zejména nestacionárních), elastických a setrvačných sil, vznikajících při relativním pohybu plynu (vzduchu) a poddajného tělesa (letadla). Aeroelastické jevy se dělí do dvou hlavních skupin, na statické a dynamické.

Reverze řídících ploch patří do skupiny statických aeroelastických jevů. Tyto jevy vznikají při působení elastických a aerodynamických stacionárních sil. Vlivem statické deformace dané elasticitou konstrukce dochází k přerozdělování aerodynamických zatížení a s tím souvisejícím jevům. Mezi nejdůležitější statické aeroelastické jevy patří:

Změna rozložení aerodynamického zatížení a torzní divergence

Statickým zatížením konstrukce dochází k její deformaci, která pak zpětně ovlivňuje aerodynamické zatížení. Výsledná deformace a výsledné zatížení (tj. rovnováha aerodynamických a elastických sil) pak určují stav přerozdělení zatížení. Mezní stav přerozdělení zatížení, při kterém poprvé elastické síly nedosáhnou rovnováhu s vnějším zatížením představuje torzní divergence. V konečném důsledku pak dochází k divergentnímu zvětšování deformace a k porušení konstrukce. Příslušná rychlost se nazývá kritická rychlost torzní divergence.

Snížení účinnosti a reverze řízení

Přerozdělené zatížení při výchylce kormidla může na pevné ploše vyvodit opačné silové účinky a tak snižovat účinnost kormidel. Krajní případ nastane, když účinek

aerodynamických sil od kormidel je zcela eliminován opačným působením aerodynamických sil od deformovaných ploch a letoun pak nereaguje na výchylku kormidla. Příslušná rychlost se nazývá kritická rychlost reverze. Při překročení této rychlosti nastává reverze řízení, kdy při výchylce kormidla nastane opačný pohyb letounu, než se očekává.



Obr. 1 – Letoun EV-55

Letoun EV-55 (obr.1) je malý dopravní letoun pro 9 – 14 cestujících poháněný dvěma turbovrtulovými motory o rozpětí 16,0 m a délce 14,35 m. Letoun je vyvíjen společností EVEKTOR Kunovice za účasti dalších firem sdružených v Asociaci českých leteckých výrobců. Problematika aeroelastického průkazu se řeší ve VZLÚ a.s. Praha – Letňany. Aeroelastický průkaz EV-55 je založen především na racionální analýze. V první fázi, kdy vstupní data aeroelastických analýz jsou dána pouze na základě teoretických údajů se provádí zpravidla úvodní orientační výpočtové studie s cílem vytipovat kritické případy, oblasti nebo kombinace konstrukčních parametrů. V dalších fázích jsou pak teoretická vstupní data postupně ověřována a zpřesňována na základě výsledků zkoušek na vyrobeném prototypu (tuhostní zkoušky, modální zkoušky) a výpočty se zaměřují na podrobnější prozkoumání kritických oblastí. V poslední fázi se pak na vyrobeném prototypu provádí letová aeroelastická měření.

Problematika statických aeroelastických jevů může nabýt významu zejména u letounů kategorie UL, u větroňů nebo u letadel nekonvenčních koncepcí. U běžných malých dopravních letounů konvenční koncepce, jako je EV-55 zpravidla nepředstavují kritickou oblast a hlavní důraz je kladen do oblasti dynamických aeroelastických jevů (flatr). Z těchto důvodů lze analýzu statických aeroelastických jevů provést zpravidla již v prvních fázích vývoje letounu a případné změny tuhosti konstrukce v dalších fázích vývoje zahrnout prostřednictvím konfigurací se sníženou tuhostí.

Podstata jevu

Reverze řízení je statický aeroelastický jev, při kterém na rozdíl od torzní divergence nedochází ke ztrátě stability a k destrukci konstrukce, ale ke ztrátě řiditelnosti letounu. Tato ztráta řiditelnosti může nastat v podstatě u kterékoliv řídící plochy, nejtypičtější je však u příčného řízení (křidélek), které je umístěno na konci relativně poddajného křídla. Dalším možným, avšak mnohem méně častým případem je reverze výškového či směrového kormidla v důsledku nízké ohybové tuhosti trupu. Tato reverze na ocasních plochách přichází do úvahy zejména u nekonvenčních letounů s trupovými nosníky (např. Raven 257).

Podstata reverze je shrnuta na obr. 2. Nosná plocha se nachází v proudu vzduchu o rychlosti V ∞ nabíhajícím pod úhlem náběhu α . Na nosnou plochu působí aerodynamická síla Y. Výchylka kormidla o úhel δ vyvolá přídavnou sílu na kormidle Δ Y δ . Vlivem elasticity konstrukce dojde ke zkroucení o úhel ϕ , který zmenší efektivní úhel náběhu a vyvolá přídavnou sílu na nosné ploše Δ Y ϕ opačného směru. V případě (Δ Y δ > Δ Y ϕ) dochází ke snížení účinnosti kormidla oproti



Obr. 2 – Princip reverze řídící plochy

tuhé konstrukci. Mezní stav ($\Delta Y \delta = \Delta Y \phi$) představuje situaci, kdy vliv elasticity zcela eliminuje řídící účinek a letoun na výchylku kormidla nereaguje. V případě ($\Delta Y \delta < \Delta Y \phi$) dochází k reverzi řízení t.j. letoun reaguje v opačném smyslu, než se předpokládá. Rychlost pro mezní stav ($\Delta Y \delta = \Delta Y \phi$) nazýváme kritickou rychlostí reverze.

Při certifikačních výpočtech je třeba prokázat, že se na letounu nevyskytuje reverze v celém rozsahu letové obálky až po průkaznou rychlost Vprůk = 1,2. VD,

kde VD je maximální rychlost podle letové obálky. Pokud vychází kritická rychlost reverze dostatečně vysoká, řeší se pouze míra účinnosti řídící plochy pro průkaznou rychlost, zejména s ohledem na požadavky mechaniky letu na řiditelnost.

Obecné řešení reverze křidélek

Obecné řešení případu reverze řízení budeme demonstrovat na třírozměrovém případu reverze křidélek pro přímé samonosné křídlo. Pojem přímé křídlo v aeroelasticitě znamená, že elastická osa je kolmá na rovinu symetrie letounu (na rozdíl od aerodynamiky, kde je míněna kolmá aerodynamická osa). Křídlo je vetknuto do absolutně tuhého trupu v rovině symetrie letounu a na části polorozpětí je opatřeno křidélkem, jak je uvedeno na obr. 3.



Obr. 3 – Přímé vetknuté křídlo

Deformace křídla a křidélka vyjádříme ve tvaru:

$$\Theta(z) = \Theta_0 \varphi(z)$$

$$\delta(z) = \delta_0 \psi(z) \quad (1)$$

Funkce $\varphi(z)$ a $\psi(z)$ jsou bezrozměrové funkce vyjadřující tvar deformace a konstanty $\Theta 0$ a $\delta 0$ vyjadřují velikost příslušné deformace. Funkce $\psi(z)$ je nenulová pouze v intervalu <11; I2>. Aerodynamické zatížení křídla stanovíme podle teorie nosné přímky na elementu křídla s křidélkem dz ve vzdálenosti z od kořene. Předpokládejme, že úhel náběhu v kořeni křídla bude nulový ($\alpha T = 0$). Potom elementární vztlak a jím způsobený klonivý moment kolem podélné osy letounu x budou:

$$dY = Y'(z) = q b(z) \left[c_v^{\alpha} \Theta(z) + c_v^{\delta} \delta(z) \right] dz$$
(2)

$$dM_{x} = Y'(z) z dz = q b(z) \left[c_{y}^{\alpha} \Theta(z) + c_{y}^{\delta} \delta(z) \right] z dz$$
(3)

Kde q je dynamický tlak a $c_y^{\alpha} = (\partial c_y / \partial \alpha)$ je derivace součinitele vztlaku podle úhlu náběhu (sklon vztlakové čáry). Výsledný klonivý moment, způsobený výchylkou křidélka pak získáme integrací rovnice (3) v mezích <0; I>. Uvážíme ještě funkce (1) a dostaneme:

$$M_{x} = \int_{0}^{1} Y'(z) dz = q \int_{0}^{1} \left[c_{y}^{\alpha} \Theta_{0} \phi(z) + c_{y}^{\delta} \delta_{0} \psi(z) \right] b(z) z dz$$
(4)

Kde analogicky $c_y^{\delta} = (\partial c_y / \partial \delta)$ je derivace součinitele vztlaku podle úhlu výchylky křidélka. Klonivý moment Mx je závislý na rychlosti letu. S růstem rychlosti letu dochází ke snižování účinnosti křidélka, při kritické rychlosti reverze je řídící účinek křidélka nulový, což znamená, že vychýlení křidélka nevyvodí žádný klonivý moment. Podmínku reverze lze tedy vyjádřit takto:

$$\frac{\mathrm{dM}_{\mathrm{x}}}{\mathrm{d\delta}_{\mathrm{0}}} = 0$$
 (5)

S využitím rovnice (4) bude podmínka reverze:

$$\int_{0}^{1} \left[c_{y}^{\alpha} \frac{d\Theta_{0}}{d\delta_{0}} \varphi(z) + c_{y}^{\delta} \psi(z) \right] b(z) z dz = 0$$
(6)

Mezi zkroucením křídla a křidélka existuje aeroelastická vazba, takže vzájemný vztah mezi $\varphi(z)$ a $\psi(z)$ a dále derivaci d Θ 0/d δ 0 nalezneme z podmínky elastické rovnováhy křídla. Aerodynamický klopivý moment Ma elementárního úseku křídla dz kolem elastické osy bude s využitím rovnice (2):

$$dM_{\alpha} = M'_{\alpha}dz = Y'e dz + M'_{\delta}dz$$

$$M'_{\alpha}dz = \left[c_{y}^{\alpha}\overline{e}(z)\Theta(z) + \left(c_{y}^{\delta}\overline{e}(z) + m_{z}^{\delta}\right)\delta(z)\right]qb^{2}(z) dz$$
(7)

Kde $\overline{e}(z) = (e(z)/b(z))$ je poměrná excentricita, mz je součinitel klopivého momentu a $m_z^{\delta} = (\partial m_z/\partial \delta)$ je derivace součinitele klopivého momentu podle úhlu výchylky křidélka. Využijeme příčinkové funkce poddajnosti v krutu C $\Theta(z1,z)$, která představuje úhel zkroucení křídla v řezu z1 od jednotkového kroutícího momentu působícího v řezu z. Pak je možno vyjádřit výsledný úhel zkroucení křídla ve statické rovnováze výrazem:

$$\Theta(z_1) = \int_{0}^{1} C^{\Theta}(z_1, z) M'_{\alpha}(z) dz$$
(8)

Dosadíme do této rovnice za M' α (z) dz z rovnice (7) a s využitím funkcí (1) dostaneme výraz pro průběh úhlu zkroucení po rozpětí křídla:

$$\Theta_0 \varphi(z_1) = q \int_0^1 C^{\Theta}(z_1, z) \left[c_y^{\alpha} \overline{e}(z) \Theta_0 \varphi(z) + \left(c_y^{\delta} \overline{e}(z) + m_z^{\delta} \right) \delta_0 \psi(z) \right] b^2(z) dz$$
(9)

Podobným způsobem by bylo možné odvodit i vztah pro průběh deformace křidélka po jeho rozpětí, nicméně pro většinu aplikací je dostačující výpočtový model, který předpokládá křidélko jako absolutně tuhé, tedy $\delta(z) = \delta 0 =$ konst a funkce $\psi(z) = 1$. Druhý vztah pro $\delta(z)$ potom není třeba a nalezení kritického dynamického tlaku pro reverzi qREV je možné pomocí rovnic (6) a (9).

Výpočet reverze křídélek metodou polotuhého křídla a vztažného řezu

Metoda vztažného řezu spočívá ve zjednodušení třírozměrového problému na dvourozměrový případ, řešený v jednom, vhodně vybraném řezu. Poloha řezu pro výpočet reverze se volí zhruba v polovině rozpětí křidélka. Deformační stav křídla je zde charakterizován výsledným úhlem zkroucení pouze v tomto referenčním řezu z = r, který je na reálné třírozměrové konstrukci vyvozen vnějším aerodynamickým momentem, spojitě rozloženým po rozpětí. Zjednodušení spočívá v nalezení fiktivního aerodynamického klopivého momentu M*α působícího ve vztažném řezu, který způsobí stejně velký úhel zkroucení vztažného řezu, jako spojitě rozložený aerodynamický moment.

Pro řešení použijeme příčinkové funkce poddajnosti. Vyjdeme z fyzikálního významu příčinkové funkce poddajnosti a z rovnováhy elastického a aerodynamického momentu ve vztažném řezu $M^*\alpha(r) = K\alpha(r)$. $\Theta(r)$. Potom lze příčinkovou funkci poddajnosti vyjádřit jako úhel zkroucení v libovolném místě křídla připadající na jednotku momentu ve vztažném řezu:

$$C^{\Theta}(z,r) = \frac{\Theta(z)}{M_{\alpha}^{*}} = \frac{\Theta_{0}\phi(z)}{K_{\alpha}(r)\Theta_{0}\phi(r)} = \frac{1}{K_{\alpha}(r)} \cdot \frac{\phi(z)}{\phi(r)}$$
(10)

Stejným způsobem (vzájemnost přetvoření) lze psát také příčinkovou funkci:

$$C^{\Theta}(\mathbf{r}, \mathbf{z}) = \frac{1}{K_{\alpha}(\mathbf{r})} \cdot \frac{\varphi(\mathbf{z})}{\varphi(\mathbf{r})}$$
(11)

Výsledný úhel zkroucení vztažného řezu pak lze vyjádřit pomocí rovnice (9), do které za z1 dosadíme r a za $C\Theta(r,z)$ dosadíme z rovnice (11):

$$\Theta_{0}\phi(r) = q\int_{0}^{1} \frac{1}{K_{\alpha}(r)} \cdot \frac{\phi(z)}{\phi(r)} \Big[c_{y}^{\alpha}\overline{e}(z)\Theta_{0}\phi(z) + \Big(c_{y}^{\delta}\overline{e}(z) + m_{z}^{\delta} \Big) \delta_{0}\psi(z) \Big] b^{2}(z)dz$$
(12)

Rovnici (12) vynásobíme poměrem K α (r) / ϕ (r) , rozšíříme integrál o (l.b2SAT) – bSAT je střední aerodynamická tětiva, integrál rozdělíme na dva dílčí, z nichž první převedeme na levou stranu a vytkneme amplitudu Θ 0. Zápis rovnice dále zjednodušíme na tvar:

$$\Theta_{0} \left[K_{\alpha}(r) - q l b_{SAT}^{2} k_{1} \right] = \delta_{0} q l b_{SAT}^{2} k_{2}$$
 (13)

Kde pomocí k1 a k2 jsme označili dva bezrozměrové součinitele, které jsou dány výrazy:

$$k_{1} = \frac{1}{l} \int_{0}^{l} \frac{\phi^{2}(z)}{\phi^{2}(r)} c_{y}^{\alpha} \overline{e}(z) \frac{b^{2}(z)}{b_{SAT}^{2}} dz$$
(14)
$$k_{2} = \frac{1}{l} \int_{0}^{l} \frac{\phi(z)\psi(z)}{\phi^{2}(r)} (c_{y}^{\delta} \overline{e}(z) + m_{z}^{\delta}) \frac{b^{2}(z)}{b_{SAT}^{2}} dz$$
(15)

Z rovnice (13) určíme derivaci:

$$\frac{d\Theta_0}{d\delta_0} = \frac{qlb_{SAT}^2k_2}{K_{\alpha}(r) - qlb_{SAT}^2k_1}$$
(16)

Tuto derivaci dosadíme do rovnice (6), která vyjadřuje podmínku reverze řízení a proto v ní platí q = qREV.Tuto podmínku reverze dále vydělíme konstantou (I2bSAT \neq 0) a dostaneme:

$$\frac{q_{\text{REV}} lb_{\text{SAT}}^2 k_2}{K_{\alpha}(r) - q_{\text{REV}} lb_{\text{SAT}}^2 k_1} \cdot \frac{1}{l^2} \int_0^1 c_y^{\alpha} \varphi(z) \frac{b(z)}{b_{\text{SAT}}} z \, dz + \frac{1}{l^2} \int_0^1 c_y^{\delta} \psi(z) \frac{b(z)}{b_{\text{SAT}}} z \, dz = 0$$
(17)

Pro zjednodušení zápisu zavedeme další dva bezrozměrné součinitele:

$$k_{3} = \frac{1}{l^{2}} \int_{0}^{l} c_{y}^{\alpha} \varphi(z) \frac{b(z)}{b_{SAT}} z dz$$

$$k_{4} = \frac{1}{l^{2}} \int_{l_{1}}^{l_{2}} c_{y}^{\delta} \psi(z) \frac{b(z)}{b_{SAT}} z dz$$
(19)

Nyní je již možné napsat přímo vztah pro hodnotu kritického dynamického tlaku, při kterém nastává ztráta účinnosti křidélek, resp. kritickou rychlost reverze křidélek:

$$q_{REV} = \frac{K_{\alpha}(r)}{lb_{SAT}^{2}} \cdot \frac{k_{4}}{k_{1}k_{4} - k_{2}k_{3}}$$
(20)
$$V_{REV} = \sqrt{\frac{k_{4}}{k_{1}k_{4} - k_{2}k_{3}}} \cdot \sqrt{\frac{2K_{\alpha}(r)}{\rho lb_{SAT}^{2}}}$$
(21)

Metoda polotuhého křídla (obecně kterékoliv části konstrukce letounu) dále vychází z předpokladu, že dokážeme odhadnout tvar deformace konstrukce na mezi ztráty statické aeroelastické stability. Torzní deformaci u takovéhoto modelu polotuhého křídla vyjádříme potom pomocí funkce:

$$\Theta(z) = \Theta_0 \varphi(z)$$
 (22)

Kde $\varphi(z)$ je předem známá nebo zvolená bezrozměrová funkce popisující tvar torzní deformace po rozpětí a nezávisí na velikosti zatížení, Θ 0 je potom amplituda (konstanta) vyjadřující velikost zatížení. Pro výpočet reverze křidélek EV-55 jsme průběh torzní deformace křídla po rozpětí aproximovali jednoduchou funkcí:

$$\varphi(z) = \frac{z}{l} \quad \text{kde } z \in \langle 0; l \rangle$$
 (23)

Křidélko jsme předpokládali absolutně tuhé. Tuhost vztažného řezu Ka(r) vyjadřuje integrální tuhost celého úseku křídla od vetknutí až po vztažný řez:

$$\frac{1}{K_{\alpha}(r)} = \int_{0}^{r} \frac{dz}{GI_{k}(z)}$$
(24)

Křídlo jsme rozdělili na 20 stejných úseků a spojitě proměnné parametry křídla byly nahrazeny středními hodnotami pro jednotlivé zvolené úseky. Koeficienty vyjádřené vztahy (14), (15), (18) a (19) a tuhost vztažného řezu (24) byly převedeny z integrálních výrazů na sumace a konstantní parametry po rozpětí byly vytknuty. Geometrické údaje (viz obr.2) a hodnoty aerodynamických derivací (cy α ; mz δ ; cy δ) byly získány z [1], tuhostní charakteristiky (GIk(z)) potom z [2]. Proměnná



vzdálenost aerodynamické a elastické osy (excentricita) e(z), resp. poměrná hodnota $\overline{e}(z)$ byla ve výpočtu uvážena.

Velikost kritické rychlosti reverze křidélek potom podle výrazu (21) bude VREV = 295,03 m.s-1.

Obr. 5 – Aerodynamický MKP model letounu EV-55

Výpočet reverze řídicích ploch pomocí programového systému MSC.NASTRAN

MKP model

Strukturální MKP model letounu EV-55 pro aeroelastickou analýzu je postaven v souladu se zkušenostmi jako dynamický nosníkový model. Tuhostní charakteristiky modelují nehmotné nosníky v místech elastických os jednotlivých konstrukčních

částí. Hmotové vlastnosti jsou modelovány pomocí soustředěných hmot s příslušnými momenty setrvačnosti. Tuhosti náhonů řídících ploch, pružné uložení motoru a tuhost motorového lože je realizována pomocí pružin. Model obsahuje řadu podmínek, zejména pro kotvení řídících ploch v závěsných bodech, vizualizaci vlastních tvarů, propojení jednotlivých konstrukčních částí apod. Model je postaven jako poloviční s polovičními tuhostmi a hmotami v rovině symetrie a je doplněn buď symetrickou nebo



Obr. 4 – Strukturální MKP model letounu EV-55

antisymetrickou okrajovou podmínkou. Model je vytvořen v řadě konfigurací zohledňujících různé úrovně plnění paliva, podélného sklonu, naložení trupu, vyvážení řídících ploch apod. Názorný obrázek strukturálního modelu letounu EV-55 je uveden na obr. 4. Je třeba poznamenat, že při výpočtech statických aeroelastických jevů se hmotové vlastnosti modelu neprojeví. Aerodynamický model byl vytvořen pro aerodynamickou teorii Wing – Body Interference [4], vztlakové plochy (křídlo, vodorovná a svislá ocasní plocha) jsou modelovány pomocí teorie Doublett – Latice, trup a motorová gondola jako Slender a Interference Body. Tvar těles trupu a motorové gondoly byl zjednodušen s ohledem na omezení NASTRANu. Interference mezi jednotlivými plochami a tělesy je uvažována. Vliv zrychlení proudu vzduchu za vrtulí na aerodynamiku křídla není u tohoto výpočtu uvažován. Propojení strukturálního a aerodynamického modelu bylo realizováno pomocí nosníkových splinů, aerodynamické elementy pevných částí ploch byly připojeny na nosník elastické osy pevné části, aerodynamické elementy řídících ploch (křidélko, výškovka, směrovka) na nosník příslušné řídící plochy. Aerodynamický model je rovněž postaven jako poloviční a při výpočtech se používá vhodná okrajová podmínka. Názorný obrázek aerodynamického modelu letounu EV-55 je uveden na obr. 5, podrobné údaje, týkající se parametrů aerodynamického modelu jsou uvedeny v [1].

Popis výpočtu

Výpočet reverze řídících ploch byl proveden pomocí programového systému MSC.NASTRAN v2005, řešení 144 – statická aeroelasticita (AESTAT). Model byl opatřen vhodnou okrajovou podmínkou v rovině symetrie (křidélka, směrové kormidlo – antisymetrická; výškové kormidlo – symetrická). Při výpočtu byl model uveden do stavu rovnoměrné rotace kolem příslušné osy (křidélka – klonění, výškové kormidlo – klopení, směrové kormidlo – zatáčení), tedy s nulovým zrychlením příslušného pohybu. Uvedený rotační stupeň volnosti byl specifikován jako reakční (v těžišti modelu), rychlost rotace byla sledována jako výstupní parametr. Zbývající dva stupně volnosti byly zafixovány v těžišti modelu.

Příslušná řídící plocha byla vychýlena, pro jednoduchost byla výchylka jednotková. Základní referenční údaje pro výpočet byly: referenční tětiva b = 1,5944 m (bSAT křídla); referenční rozpětí c = 16,2 m (celé rozpětí); referenční plocha = 12,551 m² (plocha poloviny křídla). Výpočet obsahoval vždy sadu dílčích analýz pro jednotlivé rychlosti letu, definované dynamickým tlakem, pro všechny výpočty byl uvažován nejnepříznivější případ z hlediska hustoty vzduchu ρ = 1,225 kg.m⁻³, tedy výška H = 0.

Jako parametr výpočtu byla zvolena tuhost konstrukce (nominální, snížená o 15 %, snížená o 30 %). Snížení tuhosti bylo realizováno snížením modulů pružnosti E a G. Tato snížení nominální tuhosti v dostatečné míře pokrývají případné změny tuhosti během dalšího vývoje letounu.

U reverze křidélek byl výpočet proveden pro Machovo číslo Ma = 0 (bez vlivu stlačitelnosti) a Ma = 0,4013 (s korekcí aerodynamických parametrů na stlačitelnost). Ma = 0,4013 odpovídá průkazné rychlosti Vprůk = 1,2 .VD = 132 m.s-1 v průkazné výšce Hprůk = 2900 m. Výpočty reverze výškového a směrového kormidla byly provedeny pouze pro Ma = 0,4013. Volba parametrů ρ a Ma

představuje nejnepříznivější kombinaci z hlediska obou vlivů a pokrývá tak celý rozsah letových režimů, vyšetřovaných v rámci V – H obálky.

Jako hlavní výstupní údaj byly sledovány velikosti bezrozměrných úhlových rychlostí příslušného rotačního pohybu:

pb/2V – klonění (křidélka); qc/2V – klopení (výškovka); rb/2V – zatáčení (směrovka)

Jednotlivé úhlové rychlosti (p; q; r) jsou zde přenásobeny příslušným charakteristickým rozměrem (referenční tětiva b resp. referenční rozpětí c) a vztaženy na rychlost letu (V). Se zvyšující se rychlostí letu (dynamickým tlakem) dochází vlivem elasticity konstrukce ke snižování účinku řídící plochy a tím ke snižování bezrozměrné úhlové rychlosti. Znaménko mínus pak znamená změnu smyslu rotace, tedy opačný účinek kormidla. Stav, kdy je úhlová rychlost nulová představuje kritický stav reverze.

Použití bezrozměrných úhlových rychlostí umožňuje snadno stanovit účinnost řídící plochy poddajné konstrukce oproti absolutně tuhé konstrukci při příslušné rychlosti. prostým podílem hodnoty pro danou rychlost a pro rychlost blízkou nule, která odpovídá tuhé konstrukci. Účinnosti jednotlivých řídících ploch budou tedy:

$$U_{a}(V) = \frac{(pb/2V)_{V}}{(pb/2V)_{V\approx0}} ; U_{e}(V) = \frac{(qc/2V)_{V}}{(qc/2V)_{V\approx0}} ; U_{r}(V) = \frac{(rb/2V)_{V}}{(rb/2V)_{V\approx0}}$$
(25)

Rozhodující jsou hodnoty účinností pro průkaznou rychlost Vprůk = 132 m.s^{-1} .

Všechny výpočty byly provedeny u reverze křidélek až do rychlosti 570 m.s⁻¹, u reverze výškového a směrového kormidla do rychlosti 300 m.s-1 . K tomu je třeba poznamenat, že hodnoty účinností pro rychlosti vyšší než Vprůk je třeba chápat pouze jako informativní hodnoty, stejně tak i velikosti kritických rychlostí reverze. Tato úvaha se používá v aeroelastické analýze běžně. Hodnoty kritických rychlostí či jiné údaje v oblasti vysokých rychlostí, dokonce transsonických či nadzvukových, pro které neodpovídá použitá aerodynamická teorie udávají pouze stupeň rezervy oproti rychlosti průkazné a nikoliv skutečné hodnoty kritických rychlostí apod. Pro certifikační účely je primární prokázat aeroelastickou bezpečnost pro oblast letové obálky, aplikace např. nadzvukové aerodynamické teorie na letoun EV-55 postrádá jakýkoliv smysl. Výsledky výpočtů reverze jednotlivých řídících ploch jsou prezentovány v následujících kapitolách.

Výsledky výpočtu reverze křidélek

Výsledné hodnoty výpočtu reverze křidélek, tedy bezrozměrné úhlové rychlosti klonění (pb/2V) a účinnosti křidélka (Ua), pro vybrané hodnoty rychlostí letu jsou shrnuty v tab. 1 a 2 a pro všechny počítané rychlosti dále na obr. 6 a 7.



Obr. 6 – Výpočet reverze křidélek (bezrozměrné úhlové rychlosti klonění)



Obr. 7 – Výpočet reverze křidélek (účinnosti křidélek)

Ma [1]	0	0,4013	0	0,4013	0	0,4013
% (EI, GIk)	100	100	85	85	70	70
VREV [m.s-1]	375,17	360,71	345,87	332,50	313,84	301,77
V [m/s]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]
$ \begin{array}{c} 1 \\ 30 \\ 60 \\ 90 \\ 120 \\ 132 \\ 150 \\ 180 \\ 210 \\ 240 \\ 270 \\ 300 \\ 360 \\ 420 \\ \end{array} $	5,825E- 5,788E- 5,678E- 5,494E- 5,236E- 5,113E- 4,905E- 4,498E- 4,016E- 3,459E- 2,826E- 2,118E- 4,730E-	5.840E- 5,800E- 5,680E- 5,480E- 5,200E- 5,060E- 4,840E- 4,400E- 3,870E- 3,270E- 3,270E- 2,580E- 1,810E- 2,400E-	5,825E- 5,782E- 5,652E- 5,436E- 5,132E- 4,987E- 4,742E- 4,263E- 3,696E- 3,039E- 2,294E- 1,459E- -	5.839E- 5,792E- 5,651E- 5,416E- 5,086E- 4,927E- 4,661E- 4,140E- 3,524E- 2,811E- 2,001E- 1,094E- -	5,825E- 5,772E- 5,615E- 5,352E- 4,984E- 4,807E- 4,509E- 3,927E- 3,237E- 2,439E- 1,532E- 5,178E- -	5,839E- 5,782E- 5,611E- 5,325E- 4,924E- 4,732E- 4,408E- 3,775E- 3,025E- 2,158E- 1,174E- 7,206E- -2,478E- -5,476E-
480	-	-	-	-	-	-8,965E- -

Tab. 1 – Výsledky výpočtu reverze křidélek

Ma [1]	0	0,4013	0	0,4013	0	0,4013
% (EI, GIk)	100	100	85	85	70	70
Ua(v=132) [%]	87,77	86,64	85,61	84,38	82,52	81,04
V [m/s]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]	pb/2v [rad]
1	100,00	100,00	100,00	100,00	100,00	100,00
30	99,37	99,32	99,26	99,20	99,10	99,02
60	97,48	97,26	97,03	96,78	96,40	96,09
90	94,32	93,84	93,32	92,76	91,89	91,20
120	89,90	89,04	88,10	87,10	85,56	84,34
150	84,20	82,88	81,41	79,83	77,41	75,49
180	77,22	75,34	73,18	70,90	67,42	64,65
210	68,95	66,27	63,45	60,35	55,57	51,81
240	59,39	55,99	52,17	48,14	41,87	36,96
270	48,52	44,18	39,38	34,27	26,31	20,10
300	36,36	30,99	25,05	18,74	8,89	1,23
360	8,12	0,41	-8,19	-17,25	-31,49	-42,44
420	-25,28	-35,79	-47,45	-59,68	-79,07	-93,80
450	-43,88	-55,82	-69,29	-83,23	-105,41	-122,01
480	-63,71	-77,23	-92,52	-108,22	-132,33	-153,55
540	-106,83	-123,46	-145,15	-163,08	-194,63	-217,84

Tab. 2 – Výsledky výpočtu reverze křidélek

Výsledky výpočtu reverze výškového kormidla

Výsledné hodnoty výpočtu reverze výškového kormidla, tedy bezrozměrné úhlové rychlosti klopení (qc/2V) a účinnosti výškovky (Ue), pro různé hodnoty rychlosti letu jsou shrnuty v tab. 3 a dále na obr. 8 a 9.

Ma [1]	0,4013		0,4013		0,4013	
% (EI, GIk)	100		85		70	
Ue(v=132) [%]	92,88		91,63		89,84	
V [m/s]	qc/2v [rad]	Ue [%]	qc/2v [rad]	Ue [%]	qc/2v [rad]	Ue [%]
1	2,015E- 02	100,00	2,015E- 02	100,00	2,015E- 02	100,00
30	2,008E- 02	99,63	2,007E- 02	99,57	2,005E- 02	99,48
60	1,986E- 02	98,53	1,980E- 02	98,27	1,973E- 02	97,90
90	1,949E- 02	96,69	1,937E- 02	96,11	1,920E- 02	95,28
120	1,897E- 02	94,12	1,876E- 02	93,08	1,846E- 02	91,61
132	1,872E- 02	92,88	1,847E- 02	91,63	1,811E- 02	89,84
150	1,830E- 02	90,81	1,798E- 02	89,20	1,751E- 02	86,88
180	1,749E- 02	86,77	1,702E- 02	84,44	1,634E- 02	81,10
210	1,653E- 02	82,00	1,588E- 02	78,82	1,496E- 02	74,23
240	1,541E- 02	76,49	1,457E- 02	72,30	1,335E- 02	66,24
270	1,415E- 02	70,22	1,307E- 02	64,86	1,149E- 02	57,04
300	1,273E- 02	63,29	1,137E- 02	56,44	9,368E- 03	46,49

Tab. 3 – Výsledky výpočtu reverze výškového kormidla



Obr. 8 – Výpočet reverze výškového kormidla (bezrozměrné úhlové rychlosti



Obr. 9 – Výpočet reverze výškového kormidla (účinnosti výškovky)

Výsledky výpočtu reverze směrového kormidla

Výsledné hodnoty výpočtu reverze směrového kormidla, tedy bezrozměrné úhlové rychlosti zatáčení (rb/2V) a účinnosti směrovky (Ur), pro různé hodnoty rychlosti letu jsou shrnuty v tab. 4 a dále na obr. 10 a 11.

Ma [1]	0,4013		0,4013		0,4013	
% (EI, GIk)	100		85		70	
Ur(v=132) [%]	98,12		97,78		97,30	
V [m/s]	rb/2v [rad]	Ur [%]	rb/2v [rad]	Ur [%]	rb/2v [rad]	Ur [%]
1	4,530E- 01	100,00	4,530E- 01	100,00	4,530E- 01	100,00
30	4,526E- 01	99,90	4,525E- 01	99,89	4,524E- 01	99,86
60	4,513E- 01	99,62	4,510E- 01	99,55	4,506E- 01	99,46
90	4,491E- 01	99,14	4,484E- 01	98,98	4,474E- 01	98,76
120	4,460E- 01	98,45	4,448E- 01	98,18	4,430E- 01	97,78
132	4,445E- 01	98,12	4,430E- 01	97,78	4,408E- 01	97,30
150	4,420E- 01	97,56	4,400E- 01	97,12	4,371E- 01	96,48
180	4,369E- 01	96,44	4,340E- 01	95,79	4,297E- 01	94,84
210	4,308E- 01	95,09	4,266E- 01	94,17	4,206E- 01	92,83
240	4,235E- 01	93,47	4,178E- 01	92,23	4,095E- 01	90,39
270	4,149E- 01	91,57	4,074E- 01	89,92	3,962E- 01	87,45
300	4,048E- 01	89,39	3,951E- 01	87,20	3,802E- 01	83,93

Tab.4 – Výsledky výpočtu reverze směrového kormidla



Obr. 10 - Výpočet reverze směrového kormidla (bezrozměrné úhlové rychlosti



Obr. 11 – Výpočet reverze směrového kormidla (účinnosti směrovky)

Závěr

Příspěvek dokumentuje výpočty reverze řídících ploch letounu EV-55. Výpočty byly provedeny pomocí programového systému MSC.NASTRAN, u reverze křidélek byl navíc proveden ověřovací výpočet pomocí klasické metody polotuhého křídla a vztažného řezu. Shoda výsledků výpočtu pomocí obou přístupů je na přijatelné úrovni. Výpočty byly provedeny pro nejnepříznivější kombinaci parametrů Ma a ρ a pokrývají tak celou oblast V – H obálky (VTAS \in <0; 110>[m.s-1]; H \in <0; 6000>[m]). Případné budoucí změny nominální tuhosti byly pokryty variantami se sníženou nominální tuhostí až na 70 % nominálu.

Výsledné hodnoty výpočtů odpovídají předpokladům. Při průkazné rychlosti Vprůk = 132 [m.s-1] nedochází k reverzi a účinnost řídících ploch je dostatečná. Podle předpokladů nejvyšší účinnosti vykazuje směrové kormidlo, dále výškové kormidlo, nejnižší účinnosti vykazují křidélka.

Poděkování

Práce prezentované v příspěvku byly realizovány za finanční podpory ze státních prostředků České republiky.

Reference

- [1] ANČÍK, Z. VANDAME, E. RŮŽIČKA, P. PIŠTĚCKÝ, P.: Základní geometrické a aerodynamické podklady letounu EV-55, Zpráva Evektor Kunovice, EV55032-04-AD_verA_var9, 23.1.2005
- [2] VYMAZAL, M.: Matematický model letounu EV-55 nosníkový model, Zpráva Evektor Kunovice, EVE-VY-010-002-ST, 27.9.2005
- [3] FORSCHING, H.W.: *Grundlagen der Aeroelastik* (překlad: *Osnovy Aerouprugosti*), nakl. Mašinostroenie Moskva, IB 3112, 1984
- [4] RODDEN, W.P. JOHNSON, E.H.: *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide v68*, MSC, 1994
- [5] MSC.NASTRAN 2005r2 Documentation Set, MSC
- [6] SLAVÍK, S.: Aeroelasticita leteckých konstrukcí, skripta ČVUT Praha, č. 1854, říjen 1997
- [7] KOPŘIVA, Z. MALEČEK, J.: Aeroelasticita, VA AZ, 17/80, 1982
- [8] DANĚK, V.: Aeroelasticita, skripta VUT Brno, č. 1355, červenec 1987
- [9] ČEČRDLE, J.: Dynamický MKP model letounu EV-55, Zpráva VZLÚ, V-1881/3210/06, 2006
- [10]ČEČRDLE, J.: Výpočet reverze řídicích ploch letounu EV-55, Zpráva VZLÚ, V-1882/3210/06, 2006

- [11]ČEČRDLE, J.: Výpočet reverze křidélek Ae 270 z teoretických dat, Zpráva VZLÚ, AC0215CZ, 23.10.1998
- [12] MATURKANIČ, D.: *Výpočet reverze kormidel Ae 270 z teoretických dat*, Zpráva VZLÚ, AC0185CZ, 31.3.1999
- [13] ČEČRDLE, J.: Výpočet reverze řídících ploch letounu Raven 257 z teoretických dat, Zpráva VZLÚ, AD 60, 7.3.2000
- [14] ČEČRDLE, J.: *Aeroelastická analýza letounu Raven 257 MkI z teoretických dat*, Zpráva VZLÚ, R-MkI-AE-00031, 31.12.2002
- [15]ČEČRDLE, J.: Výpočet reverze řídících ploch letounu EV 55, Setkání uživatelů
 Info dny 2006, MSC.Software s.r.o., 21.6 22.6.2006, Brno, příspěvek č. 2, CD-ROM

Funkce frekvenční odezvy nelineárních soustav z modálních parametrů – návrh experimentálně početní metody

Ing. Otakar Černý, Ing. Václav Hlavatý

Článek popisuje návrh nové metody pro výpočet funkcí frekvenční odezvy nelineárních mechanických soustav z modálních parametrů. Experimentální část metody je doplňkem modálních zkoušek který zahrnuje identifikaci nelineárních módů kmitání soustavy a vyšetření nelineárních modálních parametrů jako funkcí úrovně kmitání. Pro výpočet funkcí frekvenční odezvy byl sestaven počítačový program NONFRF, který umožňuje vypočítat a graficky v daném frekvenčním rozsahu zobrazit odezvu zvolených míst nelineární soustavy na buzení vnějšími silami působícími ve zvolených místech. Vstupem do výpočtu jsou vyšetřené modální parametry. Pro ověření metody a naznačení možností jejího využití byl jako typická nelineární letadlová konstrukce zvolen kombinovaný křídlový podvěs.

Úvod

Pro stanovení únavového života konstrukce je nutný postup integrující dynamickou a únavovou analýzu. Úlohou dynamické analýzy je definovat dynamické vlastnosti konstrukce sestavením jejího matematického modelu, který by byl prostředkem k řešení daného problému. Model musí umožňovat řešit úlohy při kterých chceme při známém vstupu (zatěžování) znát odezvu (deformace) celé konstrukce nebo jejích částí. Takovým modelem mohou být funkce frekvenční odezvy. Známé řešení založené na výpočtu odezvy konstrukce z experimentálně vyšetřených modálních parametrů předpokládá, že vyšetřovaná pružná mechanická soustava má lineární vlastnosti. V praxi ale většina zkoušených konstrukcí letadel vykazuje ve větší nebo menší míře nelineární chování. Důsledkem je závislost modálních parametrů tj. vlastních frekvencí, modálních hmotností, tlumení a tvarů kmitání a tím i funkcí frekvenční odezvy na velikosti buzení resp. velikosti výchylek kmitání. Nerespektování nelineárních jevů může vést k závažným chybám při identifikaci modálních parametrů a nepřesnosti mohou být zahrnuty i v predikci flateru, v predikci úrovní zatížení a vibrací a v predikci únavových vlastností konstrukčních částí.

Uvedená metoda umožňuje vypočítat funkce frekvenční odezvy nelineárních soustav s více stupni volnosti. Vstupem pro výpočet jsou modální parametry mechanické soustavy tj. vlastní frekvence, modální tlumení, hmotnosti a tvary experimentálně vyšetřené při modální zkoušce jako funkce velikosti úrovně kmitání. Počítačový program NONFRF sestavený podle navrženého algoritmu umožňuje vypočítat a graficky v daném frekvenčním rozsahu zobrazit odezvu zvolených míst nelineární soustavy na buzení soustavou vnějších sil působících ve zvolených místech.

Pro ověření metodiky a programu NONFRF byl zvolen jako typická nelineární letadlová konstrukce kombinovaný křídlový podvěs. Tato konstrukce se vyznačuje prakticky všemi typy nelinearit včetně vůlí a suchého tření a nelineárních vazeb frekvenčně blízkých módů. Analýza byla zaměřena na tři základní módy bočného kmitání. Změnami tuhosti zavěšení přídavného podvěsu se podařilo modelovat stav soustavy, kdy dochází vlivem změny pořadí frekvenčně blízkých módů k významným změnám modálních tvarů v závislosti na úrovni kmitání. Modální zkouškou byly vyšetřeny modální parametry kombinovaného podvěsu jako funkce výchylky kmitání. Tyto funkce jsou součástí nelineárního modálního modelu který je vstupem pro výpočty funkcí frekvenční odezvy programem NONFRF. Výsledky výpočtů sloužily jednak k prokázání použitelnosti navržené metody a také k ukázkám možností jejího praktického využití.

Teoretické základy metody

Pohybová rovnice lineární tlumené soustavy s n stupni volnosti buzené reálným vektorem sil ${F}e^{i\omega t}$ a za předpokladu ustáleného kmitání je dána vztahem $[M]{\ddot{u}(t)} + [C]{\dot{u}(t)} + [K]{u(t)} = {F}(t), \quad (1)$

kde [M], [C], [K] jsou čtvercové, symetrické matice hmotností, viskózních tlumení a tuhostí n-tého stupně s reálnými prvky, $\{u(t)\}, \{\dot{u}(t)\}\)$ a $\{\ddot{u}(t)\}\)$ jsou vektory fyzikálních výchylek, rychlostí a zrychlení, $\{F\}\)$ jsou vnější harmonické síly a $^{\textit{$\mathcal{O}$}}$ je kruhová frekvence.

Při buzení soustavy reálným vektorem sil ${F}e^{i\omega t}$ a předpokládáme-li při ustáleném kmitání vektor výchylek ${u(t)} = {u}e^{i\omega t}$, bude mít rovnice (1) tvar $\left[-\omega^2 [M] + i\omega [C] + [K]\right] {u} = {F}.$ (2)

Modální transformací a s využitím ortogonálních vlastností tvarů kmitání převedeme rovnici (2) do modálního tvaru, kde za předpokladu proporcionálně rozloženého tlumení každý řádek maticové rovnice popisuje jeden mód soustavy jako jeden stupeň volnosti

$$\left[-\omega^{2}[m]+i\omega[c]+[k]]\{q\}=[\phi]^{T}\{F\}=\{f\}, (3)$$

kde [m], [c] a [k] jsou diagonální matice zobecněných hmotností, tlumení a tuhostí s prvky m_r , c_r a k_r (r = 1, 2, ..., n), $\{q\}$ jsou zobecněné souřadnice a $\{f\}$ je vektor zobecněných budicích sil.

Vektor výchylek $\{u\}$ můžeme vyjádřit z rovnice (2) vztahem

$${u} = [H] {F},$$
 (4)

kde

$$[H] = \left[-\omega^{2}[M] + i\omega[C] + [K]\right]^{-1}$$
(5)

je matice komplexních dynamických poddajností. Její prvky komplexními funkcemi frekvence ω a vyjadřují poměry komplexních amplitud u_i harmonického kmitání v bodě *i* a harmonické síly o amplitudě F_j působící v bodě *j*.

Užitím modální transformace a zobecněných souřadnic dostaneme za předpokladu, že nediagonální prvky matice zobecněných tlumení jsou zanedbatelně malé, aproximaci zahrnující pouze modální parametry jednotlivých módů soustavy

$$H_{i,j} = \sum_{r=1}^{n} \frac{\phi_{i,r}\phi_{j,r}}{-\omega^{2}m_{r} + i\omega c_{r} + k_{r}}.$$
 (6)

Zavedeme-li pro mód $r k_r = \omega_r^2 m_r$ a poměrné tlumení ζ_r vztah $c_r = 2\omega_r m_r \zeta_r$, dostaneme po úpravě

$$H_{i,j} = \frac{u_i}{F_j} = \sum_{r=1}^n \frac{\phi_{i,r}\phi_{j,r}}{m_r(\omega_r^2 - \omega^2) + i2m_r\omega_r\omega\zeta_r}$$
(7)

resp. po rozkladu na reálnou složku ${}^{H'_{i,j}}$ a imaginární složku ${}^{H''_{i,j}}$

$$H_{i,j} = \sum_{r=1}^{n} \frac{\phi_{i,r}\phi_{j,r}m_r(\omega_r^2 - \omega^2)}{m_r^2(\omega_r^2 - \omega^2)^2 + 4m_r^2\omega_r^2\omega^2\zeta_r^2} - i\sum_{r=1}^{n} \frac{\phi_{i,r}\phi_{j,r}2m_r\omega_r\omega\zeta_r}{m_r^2(\omega_r^2 - \omega^2)^2 + 4m_r^2\omega_r^2\omega^2\zeta_r^2}$$
(8)

udávající pro frekvenci ^{ω} komplexní hodnotu dynamické poddajnosti jako podíl komplexní výchylky výchylku v bodě *i* při buzení jednotkovou silou v bodě *j*. Zobecněné výchylky ^{$\phi_{i,r}$} a ^{$\phi_{j,r}$}, vlastní frekvence ^{ω_r}, zobecněná hmotnost ^{m_r} a poměrné tlumení ^{ζ_r} jsou modální parametry módu *r* kmitání lineární soustavy. Podle rovnice (4) vypočteme odezvu ^{u} soustavy reprezentované maticí funkcí

frekvenční odezvy $\left[H
ight]$ na známé buzení vektorem sil $\left\{ F
ight\}$

$$\{u\} = [H]\{F\} = [H']\{F\} + i[H'']\{F\}, (9)$$

kde můžeme označit ${u'} = [H']{F}_a {u''} = [H'']{F}_j$ jako vektory reálných a imaginárních složek výchylky.

Jsou-li ve sledované frekvenční oblasti popsány všechny módy kmitání konstrukce příslušnými modálními parametry, lze pomocí vztahu (9) vypočítat v libovolném bodě soustavy odezvu na buzení libovolnou soustavou sil. Jediným omezením je, že

body odezvy a buzené body musí být z množiny bodů, reprezentovaných tvary *n* uvažovaných módů kmitání.

Pro **nelineární soustavy** je dynamická poddajnost *H*_{ij}, komplexní funkcí frekvence *i* funkcí výchylky kmitání. Navržená metoda pro identifikaci kmitání nelineárních soustav je založena na adaptaci "lineárního" vztahu (8) zavedením experimentálně vyšetřených modálních parametrů jako funkcí úrovně kmitání.

Uvažujme soustavu s *n* stupni volnosti - módy, která má n_L lineárních a n_N nelineárních módů ($n = n_L + n_N$). Na soustavě je *p* sledovaných bodů, přičemž každému módu kmitání je přiřazen jeden referenční bod označený *R* a normalizační bod označený *N* (může být $N \equiv R$). Pro každý mód mohou být tyto body jiné. V normalizačním bodě je zvolena jednotková výchylka, tím je dán poměr mezi normalizovanými a skutečnými výchylkami kmitání. Na normalizačním poměru jsou závislé i hodnoty zobecněných hmotností a tuhostí příslušných danému módu. Výchylka v referenčním bodě *R* je vztažná hodnota pro funkční závislosti modálních parametrů.

Komplexní výchylka v bodě i soustavy při buzení soustavy v bodech 1 až p bude

$$u_{i} = H_{i,1}(\overline{u}_{R})F_{1} + H_{i,2}(\overline{u}_{R})F_{2} + \dots + H_{i,j}(\overline{u}_{R})F_{j} + \dots + H_{i,p}(\overline{u}_{R})F_{p}$$
(10)

kde \overline{u}_R ukazuje, že modální parametry ze kterých jsou funkce frekvenční odezvy $H_{i,j}$ počítány jsou závislé na modulu výchylky příslušného referenčního bodu.

Metodiku výpočtu funkcí frekvenční odezvy nelineární soustavy ukážeme na výpočtu členu $H_{i,j}$. Reálná a imaginární část dynamické poddajnosti $H_{i,j}$ jsou dány pro frekvenci \emptyset vztahy

$$H_{i,j}'(\overline{u}_{R}) = \sum_{r=1}^{n} \frac{\phi_{i,r}(\overline{u}_{R,r})\phi_{j,r}(\overline{u}_{R,r})m_{r}(\overline{u}_{R,r})((\omega_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2} - \omega^{2})}{(m_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}((\omega_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2} - \omega^{2})^{2} + 4(m_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}(\omega_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}\omega^{2}(\zeta_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}}$$

$$(11)$$

$$H_{i,j}''(\overline{u}_{R}) = \sum_{r=1}^{n} \frac{\phi_{i,r}(\overline{u}_{R,r})\phi_{j,r}(\overline{u}_{R,r})2m_{r}(\overline{u}_{R,r})\omega_{r}(\overline{u}_{R,r})\omega\zeta_{r}(\overline{u}_{R,r})}{(m_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}((\omega_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}-\omega^{2})^{2}+4(m_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}(\omega_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}\omega^{2}(\zeta_{r}(\overline{u}_{R,r}))^{2}}$$

kde $\omega_r(\overline{u}_{R,r})$, $m_r(\overline{u}_{R,r})$, $\zeta_r(\overline{u}_{R,r})$, $\phi_{i,r}(\overline{u}_{R,r})$, $\phi_{j,r}(\overline{u}_{R,r})$ jsou vlastní frekvence, zobecněná hmotnost, poměrné tlumení, normalizovaná výchylka v bodě *i* a normalizovaná výchylka v bodě *j* nelineárního módu *r*. Jsou to modální parametry odpovídající úrovni kmitání \overline{u}_{Rr} . \overline{u}_{Rr} je modul výchylky v referenčním bodě *R* módu *r*. Modální parametry lineárních módů jsou konstanty.

Navržená metoda a program NONFRF

Kmitání dynamicky složitých soustav jako je letadlo je vždy ovlivňováno nelinearitami konstrukčních částí. Zdrojem nelinearit jsou nelineární tuhosti, nelineární tlumení, vůle, suché tření, u reálných konstrukcí obvykle kombinace těchto zdrojů. Jednotlivé módy kmitání konstrukce jsou nelinearitami ovlivňovány odlišně a z tohoto hlediska spadají do jedné, nebo více z následujících kategorií:

- Lineární módy samostatné, frekvenčně oddělené.
- Lineární módy s blízkými nebo identickými vlastními frekvencemi.
- Módy ovlivněné nelinearitami, ale bez významných vazeb s jinými módy.
- Módy ovlivněné nelinearitami a s významnými vazbami s jinými módy (často frekvenčně blízkými).

Ideálně lineární módy kmitání na konstrukci s velkou modální hustotou, jako je tomu na letadle, prakticky neexistují. Je tam ale řada módů ovlivňovaných nelinearitami konstrukce velmi slabě, takže mohou být v matematickém modelu za lineární považované. Pokud jsou módy frekvenčně blízké, je nutné v experimentální fázi identifikace volit postupy které umožní jejich separaci. Určitý problém v těchto případech představují módy, které mají významně neproporcionálně rozložené tlumení. Identifikace kmitání konstrukce s lineárními módy nebo s módy, které lze za lineární považovat je dobře propracovaná a to jak v experimentální tak i ve výpočtové fázi. Hlavní výhodou nebo zjednodušením je přijatelný předpoklad, že se modální parametry s úrovní kmitání nemění a že platí principy superpozice a reciprocity. Pokud je soustava nelineární, je identifikační proces mnohem obtížnější. Navrhovaná metoda řeší problém identifikace kmitání soustav s nelineárními módy ve třech etapách:

- 1. Modální zkouška konstrukce
- 2. Sestavení nelineárního modálního modelu konstrukce
- 3. Výpočet odezvy programem NONFRF

Modální zkouška konstrukce

Úkolem prvních fází modální zkoušky je zjistit v daném frekvenčním rozsahu rozložení rezonančních frekvencí. Z opakovaných záznamů frekvenční odezvy pro několik úrovní buzení se určí, které módy nelze považovat za lineární. Na základě těchto informací se potom volí další postup zkoušky.

U *lineárních módů* je pro volbu dalšího postupu rozhodující modální hustota a pokud je to možné také jejich významnost posuzovaná z hlediska analyticky zjištěných aeroelastických vlastností konstrukce. Složitější případy se obvykle řeší metodou fázové rezonance založené na buzení konstrukce soustavou optimalizovaných budicích sil tak, že vyšetřovaný mód kmitá izolovaně od ostatních módů jako jeden stupeň volnosti. Různými postupy pak lze určit modální parametry. Jednodušší případy lineárních módů se řeší časově úspornými metodami fázové separace kde se modální parametry počítají z naměřených funkcí *frekvenční odezvy*. Identifikovat *nelineární módy* vyžaduje použití speciálních postupů. Při modálních zkouškách dává v těchto případech nejlepší výsledky, pokud je správně použita, metoda fázové rezonance. U nelineárních módů se experiment opakuje při různých úrovních kmitání konstrukce. Měření se provádí s buzením optimalizovaným při nízké úrovni výchylek kmitání, kdy se nelinearity uplatňují minimálně a toto buzení se potom aplikuje i při vyšších úrovních kmitání. Výsledkem je popis linearizovaných stavů konstrukce pro několik úrovní budicích sil. Je ovšem otázkou, která úroveň buzení je pro daný mód reprezentativní, které z vyšetřených parametrů by měly být součástí modálního modelu. V případě nízkých úrovní buzení jsou účinky nelinearit na frekvenční odezvě méně patrné a modální popis je dobře slučitelný s výpočty založenými na předpokladech malých deformací. Popis modálních charakteristik ovšem potom nemusí odpovídat úrovním výchylek kmitání vyskytujících se například v oblasti flateru. Měření konstrukce při velkých úrovních kmitání má svá omezení daná jednak možnostmi vibrátorů a jednak lokální tuhostí konstrukce, která nemusí být pro přenos sil dostatečná. Řešením je nelineární modální model.

Sestavení nelineárního modálního modelu konstrukce

Modální model mechanické soustavy je sestaven z experimentálně vyšetřených modálních parametrů všech módů z daného frekvenčního pásma. Každý mód je reprezentován vlastní frekvencí, zobecněnou hmotností, tlumením a tvarem kmitání. Pokud není žádný z modálních parametrů významně závislý na výchylkách kmitání soustavy, je takovýto mód označen jako lineární a modální parametry jsou konstanty platné pro celý rozsah výchylek resp. celý rozsah uvažovaných budicích sil. Pokud je některý modální parametr závislý na výchylce kmitání, je mód označen jako nelineární. Nezávislé modální parametry nelineárních módů jsou stejně jako u lineárních módů konstanty a závislé parametry jsou zastoupeny funkcí výchylky referenčního bodu. Referenční bod může být u každého módu jiný. Referenční bod může, ale nemusí být normalizačním bodem, kterým je obvykle bod s největší výchylkou. Normalizačnímu bodu je přiřazena normalizovaná (zobecněná) jednotková výchylka. S normalizovaným tvarem módu kmitání souvisí hodnota zobecněné hmotnosti.

Změny modálních parametrů na výchylce kmitání závisí na typu nelinearity, zda je nelineární tuhost, tlumení, nebo jde o účinek vůlí, tření nebo o kombinace těchto účinků. Významný vliv mohou mít také nelineární vazby mezi módy. Závislost nelineárních parametrů na výchylce je definována matematickou funkcí aproximující experimentálně zjištěné hodnoty. Například pro nelineární mód r jsou modální parametry $\omega_r(\overline{u}_{R,r})$, $m_r(\overline{u}_{R,r})$, $\zeta_r(\overline{u}_{R,r})$, $\phi_{j,r}(\overline{u}_{R,r})$ funkcí výchylky $\overline{u}_{R,r}$

v referenční bodě *R*. Matematická funkce může být: polynom do 3. stupně včetně, mocninná, exponenciální nebo logaritmická funkce. Platnost matematické funkce je vždy omezenu shora maximální výchylkou. Pro některé funkce je nutné i omezení zdola. Například u mocninné funkce se její hodnota blíží nekonečnu pro nezávisle proměnnou tj. výchylku jdoucí k nule. Průběh funkce je pro hodnoty menší než dolní omezení nahrazen tečnou ke křivce v bodě dolního omezení. Předností takto sestavovaného modelu je nezávislost na typu nelinearit a také možnost extrapolovat hodnoty modálních parametrů do vyšších úrovní kmitání.

Výpočet odezvy programem NONFRF

Pro výpočet výchylky soustavy podle vztahu (10) byl sestaven počítačový program NONFRF. Výpočet probíhá iteračně s postupným upřesňováním výsledné hodnoty. V každém iteračním kroku jsou podle výsledné hodnoty ui odvozeny moduly

výchylek v referenčních bodech $\overline{u}_{R,r}$ všech uvažovaných módů soustavy. Následuje odečet nových modálních parametrů těchto módů a další výpočet u_i . Iterace je ukončena po dosažení zadané přesnosti. Po změně frekvence se iterační výpočet opakuje.

Program vypočte a graficky znázorní průběh frekvenční odezvy zvolených bodů konstrukce na buzení zvolenou soustavou harmonických sil (maximálně 8). Body pro výpočet odezvy a pro zavádění budicích sil jsou součástí sítě bodů definujících tvary kmitání. Program má následující základní funkce: - zadání modálního modelu - zadání parametrů pro výpočet - zadání formátu výstupu - iterační proces výpočtu odezvy - přepočet na typ odezvy - vykreslení grafu - uložení textového souboru - uložení souboru .BMP - tisk grafu.

Modální model konstrukce je tvořen maticí parametrů módů které byly při modální zkoušce identifikovány v daném frekvenčním pásmu. Modální model je uložen v textovém souboru a sestavuje se dvěma postupy. Parametry módů, které lze uvažovat jako lineární jsou konstanty a převedou se přímo z programu pro zpracování výsledků modální zkoušky. U nelineárních módů je před zadáním nutné aproximovat modální parametry naměřené při různých úrovních kmitání vhodnými matematickými funkcemi. Pro výpočet odezvy je možné model libovolně redukovat. Změnami modálních parametrů lze fiktivně modifikovat konstrukci.

Vstupními parametry jsou čísla budicích bodů a velikosti sil v těchto bodech. Lze definovat maximálně osm současně působících budících sil. Odezvu konstrukce na dané buzení můžeme zobrazit v jednom až šesti bodech, které jsou barevně rozlišeny. Veličinami odezvy mohou být výchylky, rychlosti nebo zrychlení, které lze znázornit ve formě modulu, fáze, reálné složky, imaginární složky a amplitudo fázové charakteristiky v komplexní rovině v závislosti na frekvenci. Frekvenční pásmo může být voleno libovolně včetně velikosti frekvenčního přírůstku, nebo může být použita předvolba.

Frekvenční závislost výchylky, rychlosti nebo zrychlení může být vypočtena a graficky znázorněna ve formě modulu, fáze, reálné složky, imaginární složky nebo amplitudo fázové charakteristiky v komplexní rovině. Vypočtené hodnoty mohou být vykresleny na obrazovku, vytištěny na tiskárně, uloženy jako obrázek do souboru nebo uloženy jako tabulka do textového souboru pro další zpracování např. v Excelu.

Aplikace metody

Kombinovaný podvěs

Demonstrátor tvoří soustava skládající se z tuhého základu, na kterém je upevněn závěsník s kombinovaným podvěsem. Tuhým základem je stend sestavený z tyčí U30 ve tvaru mostu. Horní částí mostu je speciální tuhý přípravek, ke kterému může být připevněn závěsník stejným způsobem jako na křídle nebo trupu letounu. Stend byl spojen s roštem zkušebny a v podélném i bočném směru byl zavětrován žebříky. Kombinovaný podvěs má dvě části, hlavní podvěs a přídavný podvěs. Hlavní pověs je maketa která má hmotnost, momenty setrvačnosti a také spojení se závěsníkem shodné s reálným podvěsem. Přídavný podvěs je k hlavnímu podvěsu připevněn pomocí pružných planžet. Tuhost planžet a hmotnost přídavného podvěsu je měnitelná tak, aby bylo možné podle potřeby přelaďovat rezonanční frekvence soustavy. Pro studii byly zvoleny tři varianty přídavného podvěsu V1, V2 a V3 lišící se pouze tuhostí planžet. Celá sestava kombinovaného podvěsu se snímači a vibrátory při modální zkoušce je vidět na obrázcích 2 až 4.

Na kombinovaném podvěsu bylo umístěno 22 akcelerometrů orientovaných do směru souřadnicových os. Buzení bylo elektrodynamickými vibrátory, orientovanými rovněž do směru souřadnicových os. Síť měřených a buzených bodů včetně definice souřadnicové soustavy je na obrázku 1.



Obr. 1 Umístění a označení akcelerometrů 1 až 22 na kombinovaném podvěsu. Čísla na bokorysu přísluší akcelerometrům orientovaným do bočného směru z, na půdorysu orientovaným do vertikálního směru y
Základní technická data kombinovaného podvěsu:

Závěsník- max. rozměry š-v-d [mm] 110-323-1500, hmotnost [kg] 25Podvěs- max. rozměry š-v-d [mm] 300-362-2470, hmotnost [kg] 265,8Přídavný podvěs- max. rozměry š-v-d [mm] 164x154x607, hmotnost [kg] 12,8Planžety- rozměry 50x120 pro všechny varianty
- tlouštka 4 mm pro V1, 5 mm pro V2, 6 mm pro V3



Obr. 2 Kombinovaný podvěs při modální zkoušce. Dva elektrodynamické vibrátory jsou na koncích hlavního podvěsu a jeden na přídavném podvěsu



Obr. 3 Kombinovaný podvěs je zavěšen na závěsníku stejným způsobem jako na letadle. Rám ke kterému je závěsník připevněn simuluje tuhé křídlo



Obr. 4 Přídavný podvěs je s hlavním podvěsem spojen pomocí planžet

Výsledky modální zkoušky

Experimentální analýza kmitání kombinovaného podvěsu byla provedena v laboratoři VZLÚ, která je vybavena komplexním systémem pro modální zkoušky konstrukcí. Vzhledem k nelineárnímu charakteru kmitání kombinovaného podvěsu, byla pro měření modálních parametrů užita výhradně metoda komplexního výkonu. Pro optimalizaci buzení byly k dispozici tři síly, dvě na hlavním podvěsu a jedna na přídavném podvěsu.

V průběhu modální zkoušky byla zkoumána frekvenční oblast do 20 Hz, kde má kombinovaný podvěs tři módy kmitání označené jako HPP - horizontální kmitání přídavného podvěsu, HP - horizontální kmitání podvěsu a HotP - horizontální otáčení podvěsu kolem svislé osy. Pořadí těchto módů je závislé na zvolené variantě zavěšení přídavného podvěsu. Kmitání soustavy je ovlivňováno různými typy konstrukčních nelinearit a nelineárními vazbami frekvenčně blízkých módů. Důsledkem je závislost modálních parametrů na úrovni kmitání. V přehledu sledovaných módů v tabulce 1 jsou uvedeny pro orientaci pouze střední hodnoty z naměřených vlastních frekvencí.

Ozn. módu	Vlastní frekvence [Hz]			
	V1	V2	V3	Charakteristika módu
	4	5	6	
	mm	mm	mm	
HPP	8.91	10,7	18,7	Horizontální kmitání přídavného
	0,51	2	2	podvěsu
HP	13,3	15,7	11,5	Horizontální kmitání podvěsu
	2	1	7	
HotP	14,8	14,7	14,7	Horizontální otáčení podvěsu kolem
	8	2	4	svislé osy

Tab. 1 Přehled módů kmitání kombinovaného podvěsu pro tři různé varianty – tlouštky závěsných planžet přídavného podvěsu Na obrázku 5 jsou graficky znázorněny hodnoty z tabulky 1. Dobře je zde vidět vliv tloušťky planžet spojujících podvěs s přídavným podvěsem na kmitání celé soustavy. Malý vliv mají planžety na otáčení podvěsu v horizontální rovině kolem svislé osy. Je to dané tím, že se ohybová tuhost planžet při tomto typu kmitání prakticky neuplatňuje. Zásadní význam má ovšem tuhost planžet na horizontální kmitání podvěsu a zejména přídavného podvěsu. Důsledkem jsou změny pořadí módů což má vliv na fázové poměry soustavy. Obrázek je doplněn hodnotami vlastní frekvence horizontálního kmitání přídavného podvěsu na planžetách upevněných na tuhém základu.



Obr.5 Vliv tlouštky planžet spojujících přídavný podvěs s podvěsem na vlastní frekvenci soustavy kombinovaného podvěsu. Vyneseny jsou střední hodnoty naměřených vlastních frekvencí

Mód HPP je horizontální kmitání přídavného podvěsu. Přídavný podvěs kmitá v bočném směru bez natáčení kolem svislé osy. Hlavní a přídavný podvěs kmitají vzájemně ve fázi ve variantách soustavy V1 a V2 tj. pokud je vlastní frekvence přídavného podvěsu nižší než vlastní frekvence horizontálního kmitání hlavního podvěsu. Při variantě V3 již kmitají oba podvěsy v protifázi. Horizontální výchylky podvěsu a přídavného podvěsu jsou schematicky znázorněny na obrázku 6. Naměřené hodnoty modálních parametrů jsou na obrázku 9. Mód HPP má v podstatě lineární tuhost, vlastní frekvence se s rostoucími výchylkami mění minimálně. Nelineární je tlumení, které s výchylkami významně narůstá. Určité menší změny vykazuje zobecněná hmotnost a tvar kmitání ve variantě V2. Kmitání přídavného podvěsu na tuhém základu, tj. při blokování hlavního podvěsu má lineární charakter.



Obr. 6 Schematické znázornění horizontálních výchylek hlavního a přídavného podvěsu při kmitání soustavy módem HPP – horizontálním kmitáním přídavného podvěsu

Mód HP je horizontální kmitání hlavního podvěsu. Tuhost planžet spojujících přídavný podvěs k hlavnímu podvěsu má zásadní vliv na tento tvar kmitání. Proti módu HPP zde ještě přistupuje vliv módu HotP, jehož vlivem má ve variantě V2 kmitání hlavního podvěsu významnou rotační složku kolem svislé osy. Horizontální výchylky podvěsu a přídavného podvěsu jsou schematicky znázorněny na obrázku 7. Pro informaci doplňme, že horizontální kmitání samotného hlavního podvěsu bez přídavného podvěsu je nelineární a jeho vlastní frekvence je v oblasti 13 až 13,35 Hz. Zdroje nelinearit jsou v konstrukčních uzlech spojujících hlavní podvěs se závěsníkem. Při variantě V1 a V2 dochází k nelineárním vazbám módu HP s frekvenčně blízkým módem HotP a s úrovní kmitání se mění všechny modální parametry. Při variantě V3 se s mění pouze tlumení. Naměřené hodnoty modálních parametrů jsou na obrázku 10.





Mód HotP je horizontální otáčení hlavního podvěsu. Celá soustava se otáčí kolem svislé osy. Tuhost planžet spojujících přídavný podvěs k hlavnímu podvěsu nemá podstatný vliv na vlastní frekvenci tohoto módu. Horizontální výchylky podvěsu a přídavného podvěsu jsou schematicky znázorněny na obrázku 8. Doplňme, že vlastní frekvence horizontálního otáčení samotného podvěsu bez přídavného podvěsu je nelineární a je v oblasti 14,7 až 15,2 Hz. Zdroje nelinearit jsou v konstrukčních uzlech spojujících hlavní podvěs se závěsníkem. Se zvyšováním úrovně kmitání klesá vlastní frekvence, snižuje se tedy modální tuhost a zároveň narůstá tlumení. Změny tvaru kmitání jsou významné zejména pro variantu V2. Naměřené hodnoty modálních parametrů jsou na obrázku 11.



Obr. 8 Schematické znázornění horizontálních výchylek hlavního a přídavného podvěsu při kmitání soustavy módem HotP – horizontálním otáčením podvěsu

Výsledky podrobného vyšetření modálních parametrů jsou v grafech na obrázcích 9 až 11. Vzhledem k nelineárnímu charakteru soustavy byla měření opakována pro několik úrovní kmitání. Modální parametry jsou vztaženy k výchylce kmitání referenčního bodu. Změny tvarů kmitání jsou vidět na sloupcových diagramech, kde jsou vyneseny normalizované výchylky všech měřených bodů. V normalizačním bodě, který je v daných případech shodný s referenčním bodem byla zvolena jednotková výchylka. Modální hmotnosti jsou na normalizaci tvaru závislé. Vyplývá

to z definice modální hmotnosti módu r hmoty v bodech *i* a ϕ_{ri}^{ri} jsou normalizované výchylky módu *r* v bodech *i*.

Z výchylkových závislostí modálních parametrů je vidět jak se u jednotlivý módů uplatňují různé typy nelinearit. U módů HPP i HP se vlastní frekvence mění jen málo, to znamená, že se s narůstající výchylkou modální tuhost příliš nemění. Mění se ovšem tlumení a pro některé varianty kombinovaného podvěsu zejména u módu HP i tvar a zobecněná hmotnost. Jiný charakter mají nelinearity módu HotP kde dochází i k významným změnám vlastní frekvence.



Obr. 9 Modální parametry módu HPP – horizontálního kmitání přídavného podvěsu. Vlastní frekvence, poměrné tlumení, zobecněná hmotnost a tvar kmitání jsou v závislosti na výchylce kmitání referenčního bodu 18 pro různé tuhosti připojení přídavného podvěsu



Obr. 10 Modální parametry módu HP – horizontálního kmitání hlavního podvěsu. Vlastní frekvence, poměrné tlumení, zobecněná hmotnost a tvar kmitání jsou v závislosti na výchylce kmitání referenčního bodu 18 pro různé tuhosti připojení přídavného podvěsu



Obr. 11 Modální parametry módu HotP – horizontálního otáčení podvěsu. Vlastní frekvence, poměrné tlumení, zobecněná hmotnost a tvar kmitání jsou v závislosti na výchylce kmitání referenčního bodu 15 pro různé tuhosti připojení přídavného podvěsu

Sestavení nelineárního modálního modelu

Na obrázku 12 je ukázka jak jsou jednotlivé módy kombinovaného podvěsu v modelu zastoupeny. V daném případě byly pro tři varianty podvěsu sestaveny tři modální modely reprezentující frekvenční oblast do 20 Hz. Každý z modelů zahrnuje parametry tří módů kmitání.

Kombinovaný podvěs - varianta V2 - planžeta 5 mm						
Mód: HotP - horizontální otáčení podvěsu kolem svislé osy						
Vlastní frekvence [Hz]	f = 0,2282x2 - 0,9548x + 15,1691; x[mm]< 1,2					
Zobecněná hmotnost [kgm2]	m = 33,17x2 - 56,07x + 95,23; x[mm]< 1,2					
Tlumení [1]	ζ = 0,001586x2 + 0,008104x + 0,002853; x[mm]< 1,2					
Bod. č. Tvar kmitán	í [m] interval platnosti x [mm]					
3 0,1195x2 - 0,368	0,1195x2 - 0,3688x - 0,3099; x[mm]< 1,2					
15 1,0000	1,0000					
18 -0,3289x2 + 0,80	-0,3289x2 + 0,8035x - 1,1253; x[mm]< 1,2					
21 -0,3176x2 + 0,79	-0,3176x2 + 0,797x - 0,7238; x[mm]< 1,2					
Experimentální buzení v bodech: 18						





Obr. 12 Kombinovaný podvěs ve variantě V2 (planžety 5 mm).Modální parametry módu HotP - horizontálního otáčení podvěsu

Tvary všech tří módů horizontálního kmitání kombinovaného podvěsu se vyznačují tím, že jak hlavní podvěs tak i přídavný podvěs se nedeformují a pohybují se jako tuhá tělesa. K deformacím dochází pouze ve spojích hlavního podvěsu se závěsníkem a spojích přídavného a hlavního podvěsu. Sledování tvarů kmitání soustavy kombinovaného podvěsu mohlo být proto omezeno pouze na okrajové body 3 a 15 na hlavním podvěsu a body 18 a 21 na přídavném podvěsu.

Ověření metody a platnosti sestaveného nelineárního modálního modelu

Platnost sestaveného modelu a použitelnost metody lze snadno ověřit porovnáním naměřených a vypočtených průběhů funkcí frekvenční odezvy.



Obr. 13 Vypočtené výchylky v bodech 3 a 15 na hlavním podvěsu a v bodech 18 a 21 na přídavném podvěsu při buzení v bodě 3 silou 15N. Varianta V2 kombinovaného podvěsu



Obr. 14 Naměřené výchylky v bodech 3 a 15 na hlavním podvěsu a v bodech 18 a 21 na přídavném podvěsu při buzení v bodě 3 silou 15N. Varianta V2 kombinovaného podvěsu.

Na frekvenčních charakteristikách kombinovaného podvěsu na obrázcích 13 a 14 je patrný vliv konstrukčních nelinearit soustavy. Je vidět dobrá shoda mezi průběhy naměřených a programem NONFRF vypočtených průběhů výchylek. Výsledky měření frekvenčních charakteristik jsou závislé na přírůstcích a rychlosti frekvenčního rozmítání. Tento problém je významný zejména u málo tlumených módů kmitání. Pokud jsou přírůstky a rychlost rozmítání příliš velké, naměřené hodnoty výchylek budou menší než jsou ve skutečnosti. To je patrně příčina proč jsou v daném případě vypočtené výchylky poněkud větší.

Na obrázku 15 je výpočet porovnán s měřením které proběhlo při velice pomalém rozmítání (stabilizační čas 2s) s malým přírůstkem frekvence (0,002Hz). Shoda výchylek je v tomto případě dobrá. Frekvenční charakteristiky nelineárních soustav se vyznačují tím, že se v oblasti rezonance liší jejich průběh měřený při narůstání frekvence proti průběhu měřeném při klesající frekvenci. Jak je z obrázku vidět, tuto vlastnost nelineárních soustav modeluje i výpočet programem NONFRF.



Obr. 15 Vypočtený a naměřený průběh frekvenční charakteristiky kombinovaného podvěsu v bodě 18 v oblasti módu HP. Buzení s rostoucí a klesající frekvencí v bodě 3 silou 15N. Varianta V3 kombinovaného podvěsu.

Příklady použití navržené metody

Ověřený modální model je možné použít pro různé úlohy jejichž cílem je analyzovat odezvu dané konstrukce na různé soustavy sil. Může být zkoumán vliv místa buzení a velikosti buzení. Buzení může být až v osmi bodech současně. Pro grafický výstup nabízí program NONFRF zobrazit vypočtenou odezvu ve formě modulu, fáze, reálné složky, imaginární složky nebo amplitudo fázové charakteristiky. Odezvou může být výchylka, rychlost nebo zrychlení. Užitečnou možností programu zejména pro analýzu silně nelineárních módů kmitání je volitelný vzestupný nebo sestupný způsob změn frekvence při výpočtu odezvy. Je tak možné simulovat frekvenční rozmítání užité při měřeních odezvy.

Grafy na obrázcích 16 a 17 ukazují vypočtenou odezvu kombinovaného podvěsu pro různé tuhosti planžet pro zavěšení přídavného podvěsu. Výpočet respektuje nelineární vlastnosti všech módů, které byly ve zkoumané frekvenční oblasti vyšetřeny. Na obrázku 16 je odezva hlavního podvěsu v bodě 3 při buzení soustavy ve stejném bodě 3. Na obrázku 17 je pak odezva opět v bodě 3, ale při buzení na přídavném podvěsu v bodě 18.



Obr. 16 Odezva kombinovaného podvěsu ve variantách V1, V2 a V3 v bodě 3 na hlavním podvěsu při buzení stejnou silou v bodě 3





Kombinovaný podvěs ve variantě V2 má frekvenčně blízké módy HP (horizontální kmitání podvěsu a HotP (horizontální otáčení podvěsu). Oba módy jsou nelineární a jejich vlastní frekvence se mění s úrovní kmitání a podle podmínek buzení se mohou sbližovat nebo oddalovat. Na obrázcích 18 a 19 jsou vypočtené dynamické poddajnosti soustavy při buzení různými úrovněmi budicí síly. Pokud by byla soustava podvěsu lineární, neměla by velikost buzení na dynamickou poddajnost žádný vliv. Z obrázků je dobře vidět, jak významně nelinearity kmitání ovlivňují.

Průběhy dynamické poddajnosti pro malé úrovně buzení se blíží lineárním podmínkám. Se zvyšováním budicí síly narůstají výchylky kmitání a v důsledku nelineárních vlastností konstrukce se snižuje vlastní frekvence a zvětšuje se tlumení. Výsledkem je významná změna frekvenční charakteristiky která je z obrázků dobře patrná.



Obr. 18 Dynamické poddajnosti H3,3 a H15,3 kombinovaného podvěsu ve variantě V2 při buzení dvěma různými úrovněmi síly v bodě 3 na hlavním podvěsu



Obr. 19 Dynamické poddajnosti H3,15 a H15,15 kombinovaného podvěsu ve variantě V2 při buzení dvěma různými úrovněmi síly v bodě 15 na hlavním podvěsu

Na obrázku 20 je vypočtená dynamická poddajnost soustavy kombinovaného podvěsu ve variantě V1 (planžety 4 mm) ve frekvenční oblasti módu HPP tj. horizontálního kmitání přídavného podvěsu. Dynamická poddajnost je vypočtena pro dvě rozdílné úrovně buzení. Graf je doplněn průběhem dynamické poddajnosti rezonančního kmitání přídavného podvěsu zavěšeného na stejných planžetách na tuhém zakladu. Je tak porovnána nelineární soustava kombinovaného podvěsu s lineárním charakterem kmitání samotného přídavného podvěsu. Na obrázku 21 je podobná studie ale pro variantu kombinovaného podvěsu V3 (planžety 6 mm). Z obou obrázků je dobře vidět, jak se v daném případě blíží průběh frekvenční charakteristiky zaznamenané při malých úrovních buzení lineárnímu stavu a má podobný průběh jako lineární kmitání přídavného podvěsu na tuhém základu.



Obr. 20 Dynamické poddajnosti H18,18 kombinovaného podvěsu ve variantě V1 při buzení dvěma různými úrovněmi síly v bodě 18 na přídavném podvěsu



Obr. 21 Dynamické poddajnosti H18,18 kombinovaného podvěsu ve variantě V3 při buzení dvěma různými úrovněmi síly v bodě 18 na přídavném podvěsu

Závěr

Uvedená experimentálně početní metoda je příspěvkem k problematice analýzy kmitání nelineárních mechanických soustav, umožňuje vypočítat funkce frekvenční

odezvy z modálních parametrů. Experimentální část metody je součástí modálních zkoušek a zahrnuje identifikaci nelineárních módů kmitání soustavy a vyšetření nelineárních modálních parametrů jako funkcí úrovně kmitání. Pro výpočet funkcí frekvenční odezvy byl vypracován počítačový program NONFRF, který umožňuje vypočítat a graficky v daném frekvenčním rozsahu zobrazit odezvu zvolených míst nelineární soustavy na buzení soustavou vnějších sil působících ve zvolených místech. Vstupem do výpočtu jsou vyšetřené modální parametry. Pro ověření metody a ukázání možností jejího použití byl jako typická nelineární letadlová konstrukce zvolen kombinovaný křídlový podvěs. Platnost metody byla ověřena porovnáním naměřených a vypočtených průběhů frekvenčních charakteristik. Výsledky ukazují dobrou shodu charakteristik i v případech silně nelineárních a frekvenčně blízkých módů.

Literatura

- [1] ČERNÝ O., HLAVATÝ V.: *Metodika identifikace kmitání obecně nelineárních soustav z experimentálních dat*, Zpráva VZLÚ R-4161
- [2] HLAVATÝ V.: Program NONFRF. Software pro výpočet funkcí frekvenční odezvy obecně nelineárních soustav, Zpráva VZLÚ R-4162
- [3] ČERNÝ O.: Vývoj metod identifikace nelineárního dynamického chování konstrukcí, Zpráva VZLÚ R-3686/04
- [4] ČERNÝ O.: Efficiency and accuracy at ground vibration tests of aircraft structures, Zpráva VZLÚ R-3827/05

Aeroelastické simulace s využitím CFD metody s pohyblivou mřížkou

Ing. Václav Losík

Využití CFD metod umožňuje detailní výpočet aeroelastické odezvy konstrukce zatížené okolním prouděním, které je zpětně ovlivňováno deformací obtékané konstrukce. Touto výpočetní metodou lze analyzovat aeroelastickou odezvu nejen při laminárním proudění (flatr), ale i při odtržení proudu a vzniku víru (galloping). CFD výpočet však musí být prováděn s pohyblivou mřížkou buněk konečných objemů, jejíž pohyb je řízen výpočtem dynamické přechodové odezvy konstrukce.

Úvod

Dynamická aeroelastická odezva obtékané konstrukce má nelineární charakter neboť samotná odezva konstrukce ovlivňuje průběh nestacionárních aerodynamických sil v čase. To platí především při odezvě konstrukce na odtrhávání vírů, kdy dochází k silné interakci odtrhávajících se vírů v proudu s odezvou obtékané konstrukce – tzv. galloping.

Standardně je řešena odezva leteckých konstrukcí na aerodynamické zatížení za využití lineárního popisu aerodynamických sil, jež je plně dostačující při aplikaci na laminární proudění. V souladu s vývojem v oboru a zvyšujícími se možnostmi výpočetního hardware přichází v úvahu možnost řešit aeroelastické úlohy propojením detailního výpočtu proudění CFD metodou s řešením mechanické odezvy konstrukce v MKP.

Účelem tohoto propojení je zpřesnění výpočtu nestacionárních aerodynamických sil, jež je žádoucí ve výzkumu a vývoji, ale především umožňuje analyzovat odezvu konstrukce při výše zmíněné interakci s vírovou rezonancí, popř. i v kombinaci s flatrem.

Propojení řešičů CFD a MKP

V rámci popisu teoretického pozadí zejména aerodynamických výpočtů, o kterých pojednávají rozsáhlé publikace viz [6], [7] popř. [9] se omezme na základní konstituční rovnice, ze kterých se při řešení úloh proudění a mechanické odezvy vychází.

Fyzikální rovnice popisující proudění tekutin vycházejí z základních fyzikálních zákonů - zákona zachování hmoty, zákona síly a zákona zachování energie, ze kterých jsou odvozeny diferenciální rovnice kontinuity

$$\frac{\partial p}{\partial t} + div(\rho \vec{v}) = 0 \qquad (1)$$

a hybnosti

$$\frac{\partial(\rho\vec{v})}{\partial t} + div(\rho\vec{v}\vec{v}) = div\sigma + \rho f(t).$$
 (2)

Mechanika konstrukcí je založena na principu minima potenciální energie, jež při aplikaci na reálnou konstrukci pro řešení dynamické odezvy v čase vede na soustavu diferenciálních rovnic

$$[M]{\dot{u}}+[C]{\dot{u}}+[K]{u} = {F(t)}, (3)$$

kde [*M*] reprezentuje matici hmotnosti a [*K*] matici tuhosti dle teorie konečných prvků, {F(t)} zatěžovací vektor v závislosti na čase, a zbývající členy jsou vektory zrychlení, rychlosti a přemístění uzlů konečných prvků.

Při řešení dynamické aeroelasticity resp. Fluid-Structure Interaction (FSI) úlohy jsou řešiče MKP a CFD vzájemně propojeny (tzv. coupling). V každém časovém kroku výpočtu jsou z CFD vypočtené aerodynamické tlaky zintegrovány do uzlů MKP modelu a vytvořen tak zatěžovací vektor, následně je vypočten vektor posunutí, jež je transformován do pohybu mřížky konečných objemů CFD výpočtu a pokračuje se výpočtem dalšího časového kroku viz Obr. 1.



Obr. 1 – Výpočtové schema párování CFD a MKP řešičů

Výpočtová metoda byla ověřována na výpočtových studiích analýzy flatru 2D profilu křídla o dvou a třech stupních volnosti a následně při simulaci interaktivní odezvy obtékaného válce při vírové rezonanci.

Za účelem těchto výpočtů byla sestavena výpočtová doména konečných objemů, která umožňovala odpovídající pohyb profilu interagujícího s proudem. Při analýze flatru 2-DOF profilu, tedy rotaci a vertikální translaci, v případě 3-DOF profilu doplněnou o rotaci kormidla okolo závěsu. Při simulaci odezvy válce při vírové rezonanci potom translaci v obou směrech souřadnicových os.



Obr. 2 – Mřížka konečných objemů výpočtového modelu CFD

Úloha byla řešena v CFD systému STAR-CD. Rozhraní mezi jednotlivými oblastmi mřížky byla za účelem zachování spojitosti funkcí ošetřena okrajovými podmínkami ASI – Arbitrary Sliding Interface. Korekce výpočtového procesu s pohyblivými mřížkami jsou součástí výpočtového systému.

Pohyb mřížky byl řízen dle dynamické odezvy vypočtené na základě rovnice (3) za použití Newmarkovy numerické integrační metody průměrného zrychlení. Řešič Newmarkovy metody byl vestavěn do pre-/post-procesingu systému STAR-CD, jež probíhal mezi jednotlivými časovými korky výpočtu proudění.

Řešené výpočtové studie

Ohybově-torzní flatr o dvou stupních volnosti Nejjednodušším modelem pro výpočet flatru je dvojrozměrný model se dvěma stupni volnosti, kdy křídlo nahradíme tzv. charakteristickým řezem. Ohybová a torzní tuhost je dána pružinami o tuhostech K_h a K_{φ} . Hmotové vlastnosti jsou dány hmotností m, statickým momentem S_{φ} a momentem setrvačnosti I_{φ} . Aerodynamické síly jsou dány dvourozměrným modelem harmonicky kmitajícího profilu v ideální tekutině. Schematicky je charakteristický řez znázorněn na Obr. 3.



Obr. 3 – Schema 2-DOF úlohy

Pohyb mechanické 2-DOF profilu lze popsat soustavou diferenciálních rovnic

$$m\ddot{h} + S_{\varphi}\ddot{\varphi} + K_{h}h = -Y$$

$$S_{\varphi}\ddot{h} + I_{\varphi}\ddot{\varphi} + K_{\varphi}\varphi = M$$
(4)

kde na pravé straně figurují aerodynamické síly Y – vztlak a M – aerodynamický moment.

Parametry obtékané konstrukce profilu dle Obr. 3 byly následující:

Hmotnost nosné plochy $m = 0,086\ 622\ kg$ Statický moment kolem EO $S_{\varphi} = 0,000\ 779\ 673\ kg.m$ (těžiště v 37 % tětivy) Moment setrvačnosti kolem EO $I_{\varphi} = 0,000\ 487\ 291\ kg.m^2$ Translační tuhost $K_h = 105,109\ N.m^{-1}$ Torzní tuhost $K_{\varphi} = 3,695\ 582\ N.m.rad^{-1}$ Rozpětí aerodynamického modelu $l = 0,079\ m$ Tětiva aerodynamického modelu $b = 0,30\ m$ Poloha elastické osy – 40% tětivy (měřeno od náběžné hrany)

Dle výpočtu flatru provedeného v systému MSC.Nastran, za využití lineárního popisu aerodynamických sil a za použití metody Doublet-Lattice, byla určena kritická rychlost flatru v_{KR} = 30,0 m/s při jednostranné kontinuální divergenci.

V CFD systému STAR-CD byl sestaven 2D výpočtový model proudění s pohyblivou mřížkou okolo symetrického leteckého profilu NACA 0012 za účelem porovnání nelineární metody výpočtu aeroelastické odezvy s lineárním výpočtem.

Byly vypočteny simulace při různých rychlostech proudění. Počáteční podmínka buzení byla pootočení profilu $\varphi = 1,5^{\circ}$. Translační odezva profilu při jednotlivých rychlostech odpovídala předpokládaným charakteristikám vypočtených v lineárním výpočtu flatru viz. Obr 4, kdy po překročení rychlosti proudu 30 m/s dochází k jednostranné translační divergenci profilu.



Obr. 4 – Diagram odezvy 2-DOF úlohy v čase

Ohybově-torzní flatr o třech stupních volnosti

Jedná se o obdobnou úlohu, jako byla popsána v předchozím odstavci, avšak se třemi stupni volnosti, kdy je třetí stupeň volnosti rotačně-pružným uložením kormidla na nosné ploše profilu křídla.

Pro případ křidélkového flatru, tedy u modelu charakteristického řezu s kormidlem je nutno uvažovat vztlak a klopivý moment s vlivem kormidla a závěsový moment kormidla (moment kormidla k jeho ose otáčení). Z hlediska mechaniky se jedná

o soustavu se 3 stupni volnosti, pro niž lze sestavit soustavu diferenciálních rovnic

$$\begin{split} m\ddot{h} + S\ddot{\varphi} + S_{\delta}\ddot{\delta} + K_{y}h &= Q_{y} \\ S\ddot{h} + J\ddot{\varphi} + \left[(\overline{x}_{k} - \overline{x}_{E})cS_{\delta} + J_{\delta}\right]\ddot{\delta} + K_{\varphi}\varphi &= Q_{\varphi} \\ S_{\delta}\ddot{h} + \left[(\overline{x}_{k} - \overline{x}_{E})cS_{\delta} + J_{\delta}\right]\ddot{\varphi} + J_{\delta}\ddot{\delta} + K_{\delta}\delta &= Q_{\delta} \end{split}$$

$$(5)$$



Obr. 5 - Schema 3-DOF úlohy

kde na pravé straně figurují aerodynamické síly – vztlak, moment a moment okolo osy otáčení kormidla.

Celkové hmotnostní, setrvačnostní a tuhostní parametry profilu byly totožné s 2-DOF úlohou popsanou výše, avšak byly doplněny o parametry kormidla:

Hmotnost kormidla $m_a = 6,064 \text{ e-3 kg} = 0,07. m_c$ Statický moment kormidla k vlastnímu těžišti $S_d = 0$ kg.m (těžiště v ose otáčení) Torzní tuhost kormidla $K_d = 0,2$ N.m.rad⁻¹ Tětiva kormidla $I_d = 60$ mm

Dle výpočtu flatru byla určena kritická rychlost flatru profilu na $v_{KR} = 11,3$ m/s při divergentních torzních oscilacích.

Výsledné diagramy odezvy Obr. 6 názorně ukazují shodu výpočtu couplingem CFD s MKP s ověřenou lineární metodou, kdy je do rychlosti 11,3 m/s počáteční buzení profilu zatlumováno a se zvyšující se rychlostí proudu amplituda odezvy roste.



Obr. 6 – Diagram torzní odezvy 3-DOF úlohy v čase

Dvourozměrný případ odezvy kruhového profilu na odtrhávání vírů

Jedná se model odezvy profilu konstrukce na odtrhávání von Kármánových (Strouhalových) vírů, které vzniká především v kritické, ale také nadkritické oblasti charakteru turbulentního nestacionárního proudění, jež je definována Reynoldsovým číslem Re = (5 ÷ 350)·10³.



Obr. 7– *Obtékání kruhového profilu při Re = 5000 ÷ 350 000*

Tato úloha je řešitelná právě

pouze s využitím CFD systému propojeného s dynamickým konstrukčním řešičem.

Parametry úlohy byly následující:

Horizontální translační tuhost $k_x = 9869,6$ N/m Vertikální translační tuhost $k_y = 9869,6$ N/m Hmotnost m = 10 kg Vlastní frekvence $f_x = f_y = 5,0$ Hz Výška obtékaného válce l = 1,0 m Průměr obtékaného válce b = 0,3 m Rychlost proudění $v_{\infty} = 8,5$ m/s Strouhalovo číslo $St \approx 0,18 \div 0,20$ Hustota vzduchu $\rho = 1,202$ kg/m³ Kinematická viskozita $\mu = 1,46e-5$ m²/s Reynoldsovo číslo $Re \approx 210000$

Parametry proudění byly nastaveny tak, aby frekvence vírové rezonance dle Strouhalova čísla ze vztahu

$$f_{cr} = \frac{St \cdot v_{cr}}{b} = 5,1 \div 5,6 \ Hz$$
(6)

odpovídala vlastní frekvenci konstrukce.

Dynamická odezva byla řešena Newmarkovou metodou dle nezávislých pohybových rovnic:

$$m\ddot{u} + K_{x}u = X$$

$$m\ddot{v} + K_{y}v = Y$$
(7)

CFD výpočet proudění byl proveden pro laminární proudění, neboť trubulentní model k-Epsilon pro nízká Reynoldsova čísla se ukázal jako nevhodný. Mezní vrstva při obtékání válce, jež byla určna 0,01 m, byla rozdělena do 16 vrstev buněk konečných objemů, přičemž tloušťka první vrstvy buněk na stěně odpovídala ds = 0,0003 m.

Z diagramů Obr. 8 a, b je zřejmé, že při simulaci došlo k přimknutí vírové rezonance na odezvu konstrukce a vzájemné interakci, čehož důsledkem byl následný nárůst amplitudy vertikální odezvy v čase i vertikální aerodynamické síly. Frekvence buzení aerodynamickými silami odpovídala teoretické hodnotě St = 0,18 při frekvenci odtrhávání vírů 5,0 Hz (viz Obr. 8a). Buzení aerodynamických sil odpovídala odezva kmitání obtékaného průřezu (viz Obr. 8b), která v čase narůstá. V souvislosti s buzením dle diagramu Obr. 6.8a lze sledovat i výše zmíněné přimknutí vírové rezonance na pohyb konstrukce a z toho vyplývající nárůst zatížení.

Závěry

Byly provedeny aeroelastické výpočty CFD s pohyblivou mřížkou propojené s MKP metodou výpočtu odezvy konstrukce za účelem porovnání s ověřenou lineární metodou řešení flutteru (DLM). Dle odstavců, ve kterých jsou prezentovány výpočty flutteru konstrukcí profilu křídla se dvěma a třemi stupni volnosti je zřejmá shoda nelineárních výpočtů simulace flutteru s výpočtem dle ověřené lineární teorie. Výpočty se shodují jak v kritických rychlostech, tak ve způsobu odezvy (jednostranná/oscilační divergence/konvergence), a ve frekvenci odezvy.

Dále byl proveden výpočet odezvy poddajné překážky na odtrhávání vírů, kdy došlo k přimknutí odezvy překážky na vírovou rezonanci a vzájemné interakci při frekvenci, jež odpovídá experimentálním hodnotám Strouhalova čísla $St = 0,18 \div 0,20 \text{ Hz}.$

Lze konstatovat, že výpočty aeroelastické odezvy couplingem metody výpočtu proudění CFD s MKP výpočtem odezvy konstrukce odpovídají ověřeným výpočtovým metodám, resp. teoretickým/experimentálním hodnotám. Výpočtová metoda bude dále využita při dynamickách analýzách odezvy 2D proflů o vyšším počtu stupňů volnosti, popř. 3D analýzách jednoduchých konstrukcí, resp. konstrukčních prvků.



Obr. 8a – Průběh aerodynamických sil v čase při obtékání kruhového profilu



Obr. 8b – Mechanická odezva konstrukce obtékaného kruhového profilu

Literatura

- [1] ČEČRDLE, J.: Aeroelastická analýza ověřovacího modelu letecké konstrukce se dvěma stupni volnosti – část 1, 2003, Zpráva VZLÚ R-3487/03
- [2] ČEČRDLE, J.: Aeroelastická analýza ověřovacího modelu letecké konstrukce se dvěma stupni volnosti – část 2, 2004, Zpráva VZLÚ R-1799/04
- [3] LOSÍK, V., ČEČRDLE, J.: Aeroelastická analýza ověřovacího modelu letecké konstrukce se třemi stupni volnosti část 1, 2005, Zpráva VZLÚ V-1833/05
- [4] HODGES, H. D., PIERCE, A. G.: *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, 2002, ISBN: 0-521-80698-4
- [5] TEPLÝ, B., ŠMIŘÁK, S.: Pružnost a plasticita II, 1993, ISBN: 80-214-0498-1
- [6] ANDERSON, J. D.: Computational Fluid Dynamics the basics with applications, ISBN: 0-07-113210-4
- [7] FERZIGER, J. H., M. PERIĆ: *Computational Methods for Fluid Dynamics*, ISBN: 3-540-42074-6
- [8] RODDEN, W. P., JOHNSON, E. H.: *User's Guide MSC/Nastran Aeroelastic Analysis*, The MacNeal-Schwendler Corporation, 1994
- [9] CD Adapco Group Methodology STAR-CD Version 3.20, 2004

Detekce vnitřních poruch (delaminace) ultrazvukovou metodou (UT) v konstrukcích vyrobených z kompozitových materiálů

Ing. Václav Horák; Ing. Valerij Makarov

Pro zjištění možností aplikace ultrazvukové metody [UT] na prohlídky kompozitních materiálů, byly navrženy a vyrobeny vzorky z uhlíkového kompozitu které odpovídají prvkům letecké konstrukce. Vzorky byly vyrobeny z různých kompozitních materiálů, s různým počtem vrstev a různými tloušťkami. Pro simulaci delaminací v různých vrstvách zkoušených konstrukcí byly vyvrtány díry s plochým dnem [disk reflektor]. Při prohlídkách kompozitních materiálů ultrazvukovou metodou bylo použit přístroj Masterscan 340 [SONATEST] s přímými sondami s různými frekvencemi ultrazvukového svazku a různými velikostmi krystalu. Zkoušky prokázaly možnosti ultrazvukové metody pro NDT prohlídky silných kompozitních částí leteckých konstrukcí.

Úvod

V součastné době dochází k širokému použití kompozitových materiálů v leteckých konstrukcích.

Při únavových zkouškách těchto konstrukcí je nutno zjišťovat vznik a vývoj poruch způsobených únavou materiálů metodami NDT.

Nejrozšířenějším druhem skrytých (podpovrchových) poruch vznikajících v elementech kompozitových konstrukcí v průběhu únavových experimentů je delaminace kompozitů vznikající ve struktuře materiálů v různých vrstvách [1].

Jednou z metod nedestruktivního zkoušení materiálů která by mohla být použita k daným účelům je ultrazvuková metoda.

Návrh vzorků

Pro zjištění možnosti aplikace ultrazvukové metody (UT) při defektoskopické kontrole kompozitních materiálů, byly navrženy a vyrobeny zkušební vzorky na základě uhlíkových vláken, které odpovídají elementárním dílům leteckých konstrukcí.

Zkušební vzorky byly vyrobeny z různých kompozitních materiálů na bázi uhlíkových vláken, s různým počtem vrstev vláken (12, 28, 88, 95) a různé tlouštky (4 mm, 10 mm, 14 mm,40 mm) viz Obr. 1. Modelové situace delaminace v různých vrstvách leteckých konstrukcí byly na vzorcích simulovány vrtanými otvory s plochým dnem (diskový reflektor) o průměru Ø4 mm. a Ø8 mm. Příklad zkušebního vzorku a směr ultrazvukového zkoušení jsou zobrazeny na Obr. 2.



Obr. 1



Obr. 2

Přístrojové vybavení

Pro defektoskopickou kontrolu kompozitních materiálů ultrazvukovou metodou (UT) byl použit přistroj Masterscan 340 (SONATEST) s přímými sondami [2] (Viz Obr. 3):

- PRDT2550 (frequency-5MHz ±10%, cristal size-0,25in)
- SLM2-10 (frequency-2,25MHz±10%, cristal size-10mm)



Obr. 3

Aplikace ultrazvukové metody [UT]

Rozhodující vliv na spolehlivou indikaci vnitřní vady (delaminace) při ultrazvukové kontrole kompozitových materiálů mají: útlum šíření ultrazvuku a vzdálenost blízkého pole ultrazvukového svazku.

Příčinou útlumu šíření ultrazvuku je ztráta energie ultrazvukového svazku absorbcí a rozptylem. Dominující veličinou při zkoušení kompozitových materiálů je absorbce, což je přeměna zvukové energie v tepelnou následkem vnitřního tření ve struktuře zkoušeného materiálu. Intenzita zvukového pole se oslabí aniž by vznikl rušivý šum. Snížení výšky echa absorbcí je možno kompenzovat zvýšením výkonu nebo zesílením. Vzhledem k tomu že celkové útlumové ztráty exponenciálně rostou s frekvencí sondy, snížení útlumu může operátor dosáhnout jen správnou volbou frekvence a typu vlny. K jejich snížení je proto nutno zvolit sondu s nižší frekvencí. Snížení frekvence sondy vede z jedné strany ke zvýšení hloubky průniku ultrazvukového svazku a z druhé ke zhoršení rozlišovacích schopností (citlivosti) zjišťovaní velikosti poruch.

Ultrazvuková sonda je tvořena piezoelektrickým keramickým materiálem, který generuje krátké impulsy mechanického kmitání nebo zvukové vlny tehdy, jestliže je vybuzena krátkým elektrickým pulsem z přístroje Masterscan 340. Frekvence

generované ultrazvukové vlny je daleko za rozsahem lidského slyšení (20 Hz – 20 kHz), pohybuje se v rozsahu 0.1 – 20 MHz. Akustická energie o těchto vysokých frekvencích se nepřenáší dobře vzduchem. Z tohoto důvodu musí být použity pro přenos ultrazvuku do materiálu vazební prostředky umisťované mezi sondu a zkoušenou součást. Tyto prostředky jsou většinou kapalné.Vysokofrekvenční sondy jsou více citlivé na malé necelistvosti vzhledem k menší vlnové délce. Vlnová délka je funkcí frekvence ultrazvuku a rychlosti šíření ultrazvuku v daném zkoušeném materiálu podle následující rovnice:

 $\lambda = c/f$

kde

- λ vlnová délka (mm)
- c rychlost šíření zvuku v materiálu (km/s)
- f frekvence (MHz)

Navíc vysokofrekvenční sondy mají lepší rozlišovací schopnost vzhledem ke kratšímu impulsu a menší vlnové délce. Rozlišovací schopnost je vlastnost vztahující se k přístroji a sondě, umožňující zobrazit zřetelné a oddělené indikace od necelistvostí ležících blízko sebe. Z jiného hlediska je vysokofrekvenční akustická energie více utlumována a rozptylována v hrubozrnném materiálu, způsobující pokles citlivosti v silnějších částech materiálu. Správné ultrazvukové zkoušení proto vyžaduje opatrnou volbu frekvence k získání požadované hranice mezi citlivostí a dosahem (průnikem ultrazvuku materiálem).

Zvukové pole sondy je charakterizováno blízkým a vzdáleným polem. Blízké pole je část pole přímo před čelem sondy. Zde akustická energie vlivem interferencí střídá maxima a minima jak v příčném, tak i podélném řezu. Z tohoto důvodu mohou být odezvy od malých necelistvostí v blízkém poli nepravidelné. Vzdálené pole sondy je část pole s pravidelným uspořádáním, která začíná nejvyšším maximem akustické energie a postupně klesá k nule. Nejvyšší bod v maximu je znám jako délka blízkého pole a je označován N nebo Y. Tento bod je také přirozeným ohniskem sondy.

Délka blízkého pole je funkcí frekvence, průměru sondy a rychlosti šíření ve zkoušeném materiálu podle následující rovnice:

$$N = \frac{D^2 \cdot f}{4 \cdot c} = \frac{D^2}{4 \cdot \lambda}$$

kde:

- N délka blízkého pole (mm)
- D průměr měniče sondy (mm)
- λ vlnová délka (mm)
- c rychlost šíření zvuku v materiálu (km/s)
- f frekvence (MHz)

Přímé sondy ke zkoušení využívají přímého svazku, kdy akustická energie dopadá kolmo na povrch zkoušeného kusu. Sondy využívají podélné vlny. Podélné vlny jsou takové vlny, ve kterých kmitají částice ve stejném směru v jakém se šíří samotná vlna. Zkoušení přímým svazkem se používá především pro zjišťování vad a měření tlouštek.

Výsledky

Vzhledem k výše uvedeným specifickým vlastnostem kompozitových materiálů a možnostem ultrazvukového zařízení Masterscan 340 pro testovaní vzorků s tlouštkami 4, 10 a 14 mm byla použita sonda PRDT 2550 (5MHz, cristal size 0,25in).

Rychlost šíření podélných vln ultrazvukového svazku v testovaných vzorcích činila 2880-2950 m/sek.

Vzdálenost blízkého pole N=16,8mm. Vlnová délka λ =0,6mm.

Za těchto podmínek byly zaznamenány spolehlivé indikace diskových reflektorů v různých hloubkách testovaných vzorků.

Na Obr. 4 zobrazena indikace diskového reflektoru Ø4 mm v hloubce 2,32 mm ve vzorku o sile 4 mm, při zesílení 38 dB.

Na Obr. 5 zobrazena indikace diskového reflektoru Ø4 mm v hloubce 12 mm ve vzorku o sile 14 mm, při zesílení 54 dB.



Pro testovaní vzorků o tlouštkách 10, 14 a 40 mm byla použita sonda SLM2-10 (2,25MHz, cristal size 10mm). Vzdálenost blízkého pole N=18,8 mm. Vlnová délka λ =1,3mm.

Na Obr. 6 zobrazena indikace diskového reflektoru Ø4 mm v hloubce 12 mm ve vzorku o sile 14 mm, při zesílení 40 dB.

Na Obr. 7 zobrazena indikace diskového reflektoru Ø4 mm v hloubce 32,4 mm ve vzorku o sile 40 mm, při zesílení 64 dB.



Závěr

V průběhu ultrazvukové kontroly zkušebních vzorků vyrobených z kompozicových materiálů navzdory vysokému útlumu šíření ultrazvuku v kompozitech a zkoušení v blízkém poli ultrazvukového svazku, byla prokázána možnost aplikace ultrazvukové metody při defektoskopické kontrole elementů leteckých konstrukcí při únavových zkouškách [3].

Pro zjištění menších vad v struktuře kompozitových materiálů a při zkoušení tenkých konstrukcí (v našem případě od 4 do 14 mm) je nutno použit sondu s větší frekvenci (5MHz). Tyto sondy maji vetší citlivost (rozlišovací schopnosti) a menší průnik ultrazvukového svazku.

Pro kontrolu konstrukcí větší tlouštky (14 až 40 mm) se použije sonda s nižší frekvenci (2,25MHz).

Pro spolehlivou indikaci delaminací menších než 2mm² v materiálech (konstrukcích) tenčích než 4 mm je nutno použit sondu s větší frekvenci, například 10MHz.

Na základě této ultrazvukové kontroly zkušebních vzorků byla vypracována "Metodika detekce vnitřních necelistvostí (delaminace) konstrukcí vyrobených z kompozitových materiálů s použitím ultrazvukového zařízení SONATEST MS 340". Číslo zprávy VZLÚ: R-4007.

Literatura

- [1] Bares Richard: Composite Materials; SNTL Prague 1988
- [2] Operator's manual, Masterscan 340; Issue 3, SONATEST
- [3] Forsyth D.S., Fahr A.: An Evaluation of Probability of Detection Statistics; Conference proceedings: Airframe Inspection Reliability under Field/Depot Conditions, RTO-MP-10, AC/323 [AVT] TP/2, Bruxelles, 1998

Metodika optimalizace zatěžovacích sekvencí s ohledem na zkrácení doby zkoušek

Roman Růžek

Příspěvek uvádí metodický přehled praktických postupů při určování autentické zkrácené zatěžovací sekvence využitelné při certifikaci konstrukcí podle filosofie Damage Tolerance v oblasti šíření únavových trhlin. Dominantním faktorem těchto prací je časová i finanční úspora při realizaci průkazných experimentů.

Úvod

V souladu s leteckými předpisy musí být jakákoli primární konstrukce draku letadel certifikována pro různé, v závislosti na typu a provozu letadla, zatěžovací případy. Průkaz každého z těchto případů může být proveden buď analyticky, nebo experimentálně. Do všech postupů vstupuje jako základní prvek zatěžovací sekvence. Ta musí být věrohodná s ohledem na typ a provoz letounu. Problémy se stanovením věrohodné zatěžovací sekvence se objevují především v oblasti predikce a průkazu únavové životnosti u konstrukcí navrhovaných v souladu s filosofií Damage Tolerance, kde predikce a definování šíření poškození v konstrukci musí být uvažována. Význam diskutovaných prací je primární především při prodlužování životností dlouhodobě provozovaných konstrukcí, které byly navrženy na bezpečný život (Safe-Life).

Rozdíly přístupů pro odhad únavové životnosti a predikci šíření únavové trhliny

Skutečná konstrukce je zatěžována sekvencí, která má velké množství špiček ve velkém rozsahu hladin zatížení. Počty špiček vedou k velkým datovým souborům, které jsou obtížně přímo využitelné jak při analytickém, tak i v průběhu experimentálního průkazu konstrukce. Proto je věnováno značné úsilí redukci a optimalizaci jak reálných naměřených, tak i generovaných souborů obsahujících špičky zatížení. Obecně lze konstatovat, že existují dva základní přístupy k tomuto problému:

- Odhad únavové životnosti (tzv. "čistá" únava)
- Predikce šíření poškození

Při analýze a optimalizaci posloupnosti zatěžovacích špiček v oblasti "čisté" únavy lze využít řady všeobecně známých hypotéz o kumulaci poškození (např. Minerova hypotéza) a postupů (např. metoda "stékání deště"). Přestože ani jedna z hypotéz neposkytuje ve všech případech zcela optimální výsledky, lze tuto oblast z dnešního

pohledu považovat za dostatečně vyřešenou a z hlediska prodlužování životnosti konstrukce ze neaktuální.

Naopak v oblasti šíření únavových poruch nelze použít žádný postup obecně. Musí být uváženo, že proces šíření únavové trhliny je ovlivněn jinými fyzikálními zákony, než se uvažují v "čisté" únavě. Tento proces je řízen principy definovanými v zákonech lomové mechaniky. Dominantním parametrem pro tuto etapu života konstrukce je jev tzv. "uzavření čela trhliny". Hladina součinitele intensity napětí při uzavření trhliny K_{cl}=K_h-K_{th} (viz obr.1) daného materiálu (polotovaru) je ovlivněna nejenom hodnotou a počtem zatěžovacích špiček, ale také jejich řazením a umístěním maximálních hodnot zatěžovacích špiček v sekvenci. Musí se rozlišovat, zda se jedná o poryvové, či obratové zatížení. Hodnotu "uzavírání" čela trhliny významně ovlivňuje pořadí špiček. Jejich chybné řazení (např. umístění maximálních hodnot na začátku zatěžovací sekvence) významným způsobem (řádově) ovlivňuje dobu šíření trhliny. Naproti tomu zpracování dat postupem "stékání deště" se ukazuje jako neefektivní.



Obr. 1 Definice jevu "uzavření" čela trhliny

Možnosti analytické a experimentální optimalizace

Pro modelování výše zmíněných faktorů existuje řada hypotéz založených na stochastických a analytických přístupech. Většina těchto přístupů různým způsobem uvažují odlišné chování materiálu v okolí čela trhliny. Nejznámější přístupy, který byly vyvinuty v uplynulé době jsou Willenborgův model, Whellerův model, Corpus model, Preffas model, atd. V minulém období byl také ve VZLÚ vyvinut pro účely predikování růstu únavových poruch počítačový software "PREDIKCE". Ve světě je k dispozici celá řada dalších počítačových programů pro tyto účely. V této souvislosti si je třeba však uvědomit, že každý z nich má své omezené možnosti a nelze je v žádném případě použít zcela obecně. Jejich použití a interpretace výsledků by mohla bez dalších hlubších znalostí vést k zásadním chybám v odhadech růstových křivek a tedy i stanovení intervalů periodických prohlídek konstrukce a životnosti konstrukce. Předpisy letový způsobilosti připouští jak analytický, tak i experimentální přístup při průkazu živostnosti draku letounu. Čistě analytický přístup je finančně velmi efektivní, ale velmi diskutabilní může být v mnoha případech jeho spolehlivost a věrohodnost. Ne vždy ho proto letecké dohledací úřady akceptují. Z těchto důvodů je vždy nutné realizovat řadu experimentů na různých úrovních konstrukčního uspořádání (od materiálových vzorků až po zkoušky celých konstrukcí) pro potvrzení používaných hypotéz v analytické části průkazu.

Původní počítačový program "PREDIKCE" byl vyvinut na základě obecných modelů využívajících principy jevu uzavírání trhliny. Pro větší spolehlivost predikovaných výsledků byly do programu zabudovány čtyři odlišné algoritmy. Základní použité modely byly modifikovány a byly do nich zapracovány na základě analýzy posloupnosti zatěžovacích kmitů v reálných zatěžovacích sekvencích speciální parametry. Pro sekvence reprezentativní pro dopravní letouny byl např. použit speciální bezrozměrný parametr – poměr maximálního napětí v sekvenci ku napětí při vodorovném ustáleném letu. Tento původní počítačový program byl ověřen pro vybrané materiály a typické zatěžovací sekvence, včetně sekvencí MINITWIST a FALSTAFF. Predikce růstových křivek pro zatěžovací sekvence typické pro dopravní letouny mají chybu menší než 20 %.

Možnosti efektivního redukování velikosti zatěžovací sekvence

Reálný provoz konstrukce v sobě obvykle obsahuje různé typy letů a různým počtem zatěžovacích špiček na jednotlivých zatěžovacích hladinách. V počáteční fázi prováděných analýz a odhadů týkající se odhadů životnosti konstrukce musí být uvažovány všechny špičky obsažené ve spektru zatížení. Musí být však velice podrobně a citlivě uvážen vliv jednotlivých zatěžovacích hladin na rychlosti šíření únavových trhlin v kritických oblastech jednotlivých částí draku letounu, protože jak hodnoty napětí, tak i materiálové vlastnosti jsou v různým místech konstrukce odlišné. Na základě analýz s využitím hypotéz "uzavírání" trhliny a programu PREDIKCE lze určit, že ne všechny kmity, kterými je konstrukce v provozu zatěžována, musí být také při průkazu uvažovány. Zatěžovací sekvence lze zkrátit v případě, že jsme schopni eliminovat všechna zatížená, která nemají žádný poškozující účinek. V důsledku to pak znamená, že z ekonomického hlediska je zkouška levnější i časově méně náročná.

Ukázka nezkrácené skutečné, převážně poryvové, zatěžovací sekvence je uvedena na obr. 2. Úplná sekvence může v sobě obsahovat řádově statisíce zatěžovacích kmitů. Realizovat zkoušky s tak dlouhými sekvencemi je prakticky nemožné. Proto se v praxi postupuje tak, že úplné sekvence jsou analyzovány (v našem případě softwarem PREDIKCE) a na základě těchto analýz jsou navrženy různé varianty jejich zkrácení (vypuštění vybraných kmitů). Navržené varianty zkrácení zatěžovací sekvence lze poměrně jednoduše verifikovat s pomocí jednoduchých symetrických zkušebních těles se středovou trhlinou (tzv. CCT, resp. MT tělesa). Příklad porovnání experimentálně určených a předikovaných růstových křivek trhliny určených programem PREDIKCE je uveden na obr.3. Parametrem ovlivňujícím růstové křivky je počet hladin vypuštěných ze zatěžovacího spektra. V tomto příkladu je zřejmé, že každá vypuštěná hladina má významný vliv na šíření trhliny a danou zatěžovací sekvenci nelze zkracovat. Všechny vypuštěné zatěžovací hladiny by v musely být při certifikační zkoušce v sekvenci zachovány.

Jiný problém je uveden na obr. 4. Ze stejného zatěžovacího spektra (matice násobků), bylo vygenerováno několik různých zatěžovacích sekvencí. Hlavním rozdílem mezi jednotlivými sekvencemi je způsob řazení špiček zatížení. V uvedeném příkladu můžeme konstatovat, že existuje jak významný vliv řazení špiček na růstovou křivku trhliny, tak že byla dosažena velmi dobrá shoda mezi experimentálními daty a výsledky predikce.

Z výše uvedených příkladů vyplývá závěr, že jestliže máme k dispozici spolehlivý výpočetní program a zkušené pracovníky, můžeme následně efektivně redukovat délku a vytvářet zatěžovací sekvence před zahájením vlastních zkoušek celých konstrukcí nebo jejich částí. Poškozující účinek zatěžovací sekvence bez vypuštěných kmitů musí být stejný, jako poškozující účinek původní zatěžovací sekvence (resp. spektra zatížení). Tento optimalizační postup může způsobit, že pro různé části konstrukce téhož letounu budou použity různé zatěžovací sekvence. Příkladem důsledku extrémních rozdílů v lokálních zatěžovacích poměrech a tedy i extrémních rozdílech v zatěžovacích sekvencích, může být reprezentativní sekvence pro křídlo a přetlakovou přepážku trupu. Zatímco pro křídlo je typický tvar sekvence uveden v obr.2 a obsahuje řádově až desetitisíce zatěžovacích kmitů, pro přetlakovou přepážku na trupu optimální sekvence obsahuje jediný zatěžovací kmit reprezentující cyklus Z-V-Z.



Obr. 2 Typický tvar letové zatěžovací sekvence



Obr. 3 Predikovaný vs. experimentálně stanovený vliv vypuštění zatěžovacích hladin na růst trhliny



Obr.4 Porovnání predikovaných a experimentálně zjištěných růstových křivek pro různé typy zatěžovacích sekvencí

Závěr

V příspěvku jsou stručně popsány možnosti a postupy, jakým způsobem lze redukovat a optimalizovat skutečnou zatěžovací sekvenci s ohledem na identické poškozující účinky úplné a nové zkrácené zatěžovací sekvence na konstrukci. Cílem těchto prací je především úspora času i snížení ceny zkoušek.
Literatura

- [1.] Růžek R., Běhal J., Doubrava R.: Nástroje pro odhad únavové životnosti draků letadel rodiny L39 - L159 na základě letových záznamů; Mezinárodní konference "Konštrukcia, technológia a prevádzka litadel a leteckých systémov", Košice, 2006.
- [2.] Běhal J., Růžek R., Dlouhá J.: *Effect of material properties and load parameters on the crack growth propagation*; ICAS Conference, Sorrento, Italy, 1996

Systém se zatěžovacími bloky pro pevnostní zkoušky

Jiří Vrhel, Jaroslav Lacina

Nové konstrukce z moderních materiálů, zavedení konstrukční filozofie s přípustným poškozením a značný důraz na ekonomiku významně ovlivnily i provedení únavových zkoušek. Při únavových zkouškách nosných konstrukcí draků se co možná nejvěrněji simulují podmínky zatěžování letadel v provozu. Moderní elektrohydraulické zatěžovací systémy dovolují přesnou regulaci složitého zatěžování pomocí velkého počtu samostatných regulačních obvodů. Vzdušné a setrvačné síly lze pak zavést do konstrukce v mnoha bodech. Dobrý zatěžovací systém musí také umožnit volnou deformaci zatěžované konstrukce, měl by být lehký a umožnit aplikaci potřebných NDT technik. Těmto požadavkům vyhovuje vyvíjený zatěžovací systém, který umožňuje zatěžovací síly zavést do konstrukce prostřednictvím zatěžovacích bloků. Každý zatěžovací blok sestává z kování, z desky z tvrdého dřeva a pryžové desky. Článek stručně popisuje problematiku návrhu zavedení zatěžovacích sil do zkoušených letadlových konstrukcí. Popisuje konstrukci a ověření základního prvku zatěžovacího systému zvolené koncepce. Zatěžovací bloky byly ověřeny statickými zkouškami a jejich praktické využití bylo ověřeno při únavové zkoušce křídla malého sportovního letounu.

Úvod

Vývoj systémů pro zavedení zatěžovacích sil do zkoušené konstrukce s minimálními parazitními účinky je dílčím úkolem Výzkumného záměru v oblasti technologie, průkazu a provozu konstrukcí.

Při laboratorních únavových zkouškách základních nosných systémů draků letadel je prvořadým požadavkem věrná simulace provozního napětí. Současné vícekanálové elektrohydraulické zatěžovací systémy dovolují velmi přesnou regulaci složitého průběhu zatěžovacích sil pomocí velkého počtu samostatných regulačních obvodů. Tím lze poměrně přesně napodobit namáhání způsobená v nosném systému letadla od vzdušných i setrvačných sil působících v provozu. Z hlediska hodnověrnosti výsledků, snižování nákladů a zajištění bezpečnosti v průběhu únavových zkoušek je nutné klást důraz zejména na tyto okolnosti a souvislosti:

- Zachování požadované základní funkčnosti (systém pro působící tahové a tlačné síly).
- Nízká hmotnost celého zatěžovacího systému umožňuje zvýšit frekvenci aplikovaných zatěžovacích sil a tím výrazně zkrátit dobu zkoušky, aniž by

přídavné setrvačné síly od zatěžovacího systému významně ovlivnily výsledky zkoušky.

- Pečlivé zkoumání a následné dodržování okrajových podmínek zatěžování konstrukce v provozu. Umožnit volnou deformaci zatěžované konstrukce.
- Volbou nezbytných stupňů volnosti v zatěžovacím systému zamezit přídavnému zatěžování (či dokonce zničení) siloměrů, pístnic a ložisek hydromotorů.
- Přístupnost kritických míst zkoušené konstrukce technikám NDT.
- Minimalizovat změny geometrie zatěžovacích sil při deformaci konstrukce způsobené jejím zatěžováním.
- Spolehlivost systému po celou předpokládanou dobu zkoušky. Nezbytnou reprodukovatelnost sestavy zatěžovacího systému po možných demontážích tohoto systému, například po opravě zkušebního kusu.
- Unifikace dílů zkušebního systému i pro opakované použití na obdobných zkouškách.
- Síly zaváděné systémem nesmí způsobit přídavná poškození zkoušené konstrukce v místě zavedení těchto sil. Pevnostní poměry konstrukce od místa zavedení sil až do nosného systému konstrukce musí být pečlivě zváženy z hlediska poškození konstrukce a možného ovlivnění únavových vlastností blízkých kritických míst.

Z rozborů různých způsobů zavedení zatěžovacích sil do zkoušených letadlových konstrukcí vzešel návrh na vývoj zatěžovacích bloků, viz zpráva [1]. Navržený a zkoušený zatěžovací blok tvoří základní prvek zatěžovacího systému.

Ověření konstrukce zatěžovacího bloku

Navrhovaný zatěžovací blok se skládá z kování, dřevěného a pryžového bloku. Zatěžovací síla je zavedena do ocelového kování, na které je šrouby uchycen dřevěný, bukový blok. Na bukový blok je nalepen pryžový blok, který je pak svou protilehlou stranou nalepen přímo na zatěžovanou, zkoušenou konstrukci. Pro ověřovací statické zkoušky zatěžovacích bloků byly navrženy bloky o základních rozměrech styčné plochy: 100x100, 130x70 a 150x150 [mm]. Rozměry styčných ploch byly voleny s ohledem na jejich budoucí použití pro zatěžovací systémy dynamických zkoušek, zkoumání vlivu geometrie styčné plochy na pevnost lepených spojů a na možnost porovnat dosažené výsledky s výsledky obdobných statických zkoušek plátěných závěsů, které byly ve VZLÚ dosud používány. Obr. 1 ilustruje sestavu zatěžovacího bloku pro ověřovací statické zkoušky.



Obr. 1 Zatěžovací blok určený pro statické ověřovací pevnostní zkoušky.

Pryžové bloky byly vyrobeny z pryže tvrdosti 34 stupňů Shore, s přírodním kaučukem jako hlavním eleastomerem. Výrobce nařezal jednotlivé bloky na požadované rozměry z desky o tloušťce 20 mm.

Pro lepení spojů dřevo-pryž a pryž-duralová nebo kompozitová deska (simulace zkoušené konstrukce) bylo použito lepidlo Vuprofix N. Vuprofix N je dvousložkové polychloroprénové lepidlo na opravu dopravníkových pasů za studena. Před použitím se složka lepidla Vuprofix N/A smíchá se síťovadlem Vuprofix N/B a na obě lepené plochy se nanese první nátěr připraveným lepidlem. Po úplném zaschnutí se nanese druhý nátěr a po jeho zavadnutí se spoj slepí přiložením obou lepených ploch k sobě. Při lepení bylo použito několik postupů povrchové úpravy ploch spojovaných dílů. Vybraný postup lepení a úpravy povrchů dílů spoje popisuje zpráva [2], která rovněž obsahuje dosažené kompletní výsledky statických ověřovacích zkoušek.

Pro ověřovací statické zkoušky zatěžovacích bloků byl sestaven univerzální zatěžovací přípravek umožňující zavést tahová zatížení na zkoušené bloky všech zvolených rozměrových kategoriích. Zkoušky zatěžovacích bloků byly provedeny statickým zatížením na zatěžovacím stroji TIRA test 28500, viz obr. 2. Celkem bylo odzkoušeno 30 vzorků zatěžovacích bloků.



Obr. 2 Sestava zkoušky bloku v zatěžovacím stroji TIRA

Ověření funkčnosti a návrhu bloku zatěžovacího systému

Výsledky ověřovacích zkoušek samostatných zatěžovacích bloků posloužily při návrhu zatěžovacích systémů, které byly použity při zkoušce křídla. Při návrhu byl respektován charakter zkoušené konstrukce a její pevnostní vlastnosti. Při volbě počtu bloků, jejich rozměrů a rozložení byly vzaty v úvahu vlastnosti nýtových spojů potahu s nosným systémem konstrukce křídla v místě zavedení sil, vlastnosti lepeného spoje zatěžovací blok-potah křídla, rozložení a velikosti zatěžovacích sil, viz obr. 3.



Obr. 3 Systém s pryžovými zatěžovacími bloky při únavové zkoušce křídla sportovního letounu

Základním prvkem systému byl zatěžovací blok sestávající z kování, dřevěné desky a pryžového bloku, který byl pak nalepen na konstrukci křídla. Ze čtyř bloků spojených vahadly byl vytvořen jeden systém, který umožnil tahové i tlakové zatěžování v jednom řezu křídla. Systémy se zatěžovacími bloky byly použity v kořenové části křídla v místě žeber 2, 4, 6 a 8 na jeho horní straně. V koncové části křídla v místě žeber 10 a 12 zůstalo zachováno zatěžování pomocí klasických objímek. Toto uspořádání, s dvěma typy zatěžovacích systémů, umožnilo porovnat vlastnosti a chování obou způsobů zatěžování.

Použití systémů se zatěžovacími bloky neovlivnilo nepříznivě zatěžování zkušebního kusu, což potvrdilo porovnání výsledků podrobného tenzometrického měření napětí při zkoušce křídla se zatěžovacími objímkami a se zatěžovacími bloky. Realizace zkoušky se zatěžovacími bloky je popsána v Dodatku č. 2 ke zprávě [3].

Závěr

Tento článek stručně popisuje problematiku návrhu zavedení zatěžovacích sil do zkoušených letadlových konstrukcí. Popisuje konstrukci základního prvku zatěžovacího systému zvolené koncepce. Tímto prvkem je zatěžovací blok, který se skládá z kování, dřevěné desky a pryžového bloku. Kováním je nezatěžovací síla přenesena na dřevěnou desku, která je tvarována podle vnějšího povrchu zkoušené konstrukce. Mezi touto deskou a zkoušenou konstrukcí je nalepen pryžový blok, umožňující volnou deformaci zatěžované konstrukce při plošném zavedení zatěžovací síly.

Kritickým problémem navržených zatěžovacích bloků je pevnost lepených spojů: dřevěná deska (buk)-pryžový blok-zkoušená konstrukce (dural). Při statických zkouškách byly porušovány oba lepené spoje, pryžový blok i povrch dřevěné desky na úrovních plošného napětí 0,55 – 60 N/mm². Navržená konstrukce zatěžovacího bloku je z hlediska pevnosti velmi vyvážená. K dosažení vyšších hodnot přenášeného tahového napětí zatěžovacím blokem by bylo nutné celou konstrukci zatěžovacího bloku změnit. Výsledky statických zkoušek rovněž dokládají, že zvolené půdorysné tvary zatěžovacích bloků 100x100, 130x70, a 150x150 [mm] nemají významný vliv na pevnost lepených spojů. Jejich pevnost zásadně ovlivňuje druh použitého lepidla a povrchová úprava lepených částí.

Použitelnost zkoušených zatěžovacích bloků byla ověřena na návrhu zatěžovacího systému a jeho následném využití pro únavovou zkoušku sportovního letounu. Návrh zatěžovacího bloku vycházel z odhadnuté bezpečné úrovně plošného napětí 0,20 N/mm². Vyšší úroveň tahového napětí ani nebyla žádoucí z hlediska pevnosti zkoušené konstrukce v místě zavedení zatěžující síly. Použití systémů se zatěžovacími bloky neovlivnilo nepříznivě zatěžování zkušebního kusu. Při únavové zkoušce navržený systém potvrdil své přednosti.

V současné době v oddělení Experimentální pevnost VZLÚ jsou ověřovány nové konstrukce zatěžovacích bloků, které využívají jako lepidlo hybridní polymer pro pružné spojování a lepení. Toto lepidlo má přibližně trojnásobnou pevnost na odtržení v tahu než použité lepidlo Vuprofix N. Dále jsou ověřovány únavové vlastnosti zatěžovacích bloků pro zajištění jejich spolehlivého užití v zatěžovacích systémech pro dlouhodobé únavové zkoušky.

Literatura

- [1] Vrhel, J., Oberthor, M.: Vývoj systémů pro zavedení zatěžovacích sil do zkoušené konstrukce s minimálními parazitními účinky` Zpráva VZLÚ číslo R-3698/04, Praha 2004
- [2] Vrhel, J., Lacina, J.: *Návrh a ověření zatěžovacího systému pro únavové zkoušky leteckých konstrukcí*; Zpráva VZLÚ číslo R-3996, Praha 2006
- [3] Lacina, J.: *Laboratorní únavová zkouška křídla letounu Z-242L, Dodatek č. 2*; Zpráva VZLÚ číslo Z-3860/06, Praha 2006

Metodika modelování spojů pro statické a únavové výpočty pomocí MKP

Ing. Radek Doubrava, Ph.D.

Cílem příspěvku je popis metodiky modelování spojů ekvivalentní tuhosti v pevnostních modelech MKP pro výpočet charakteristik damage tolerance konstrukcí.

Pro modelování jsou použity jednorozměrné prvky systému MSC/NASTRAN. Tuhost spojovacích prvků je odvozena na základě porovnání analytických funkcí a experimentálních měření provedených ve VZLÚ a.s. na typických nýtových spojích používaných v leteckém průmyslu. Metodika stanovení tuhosti spojů připojení okolních částí konstrukce je použitelná i pro nelineární deformační charakteristiku spoje.

Uvedenou metodiku je možné využít například pro výpočtový odhad rychlost šíření únavové poruchy v konstrukčním prvku s vlivem připojení okolní konstrukce. Tyto výpočtové odhady jsou součástí průkazu letové způsobilosti letounu navrženého podle filozofie damage tolerace.

d	[mm]	průměr spojovacího prvku	
E	[MPa]	modul pružnosti v tahu	
MKP (FEA)		metoda konečných prvků (Finite Element Analysis)	
Ρ, F	[N]	síla	
t	[mm]	tloušťka tělesa v místě spoje	
u	[mm]	posuv	
X,Y,Z, x,y,z		kartézské souřadnice	
δ_N	[mm]	deformace spojovacího prvku (nýtu)	
σ	[MPa]	napětí	

Použitá označení

Úvod

Na současných letadlových konstrukcí je kritickým místem konstrukční spoj, který je nejčastěji tvořen pomocí nýtu nebo šroubu. Životnost spojovaných součástí závisí na velkém množství faktorů. Mimo charakteristik místního stavu napjatosti v oblasti otvoru, který je určen řadou geometrických, materiálových a technologických charakteristik, má na životnost konstrukčního spoje také vliv charakter zatěžování, kvalita materiálu spoje, různé druhy zpevnění, kvalita montáže atd. Právě tyto parametry jsou nejvíce diskutovatelné u nýtových spojů, které tvoří největší část konstrukčních spojů letadlových konstrukcí. Protože tyto spoje představují

především připojení potahových částí letounu k jeho nosným částem, jako jsou nosníky, podélníky a žebra, mají z hlediska jejich vyztužení rozhodující vliv na rychlost šíření únavových trhlin. Z tohoto důvodu je nutné zahrnout vliv vyztužení konstrukce do výpočtů materiálových a konstrukčních charakteristik, které jsou použity například pro predikci rychlosti šíření únavových trhlin v primárních částech konstrukce a stanovení jejich životnosti. Při výpočtech těchto charakteristik nelze zanedbat prostorovou geometrii sledovaných oblastí.

Analytické řešení a experimentální ověření

Jak bylo uvedeno v úvodu, jsou v leteckém průmyslu nejčastěji používány nýtové a šroubové spoje. Při uvažování vlivu vyztužení konstrukce prostřednictvím připojení okolních částí je proto nutné zahrnout vliv tuhosti spojovacích prvků.

Tyto tuhostní resp. deformační charakteristiky lze určit z experimentálních měření provedených na tělesech, která jsou geometricky, mechaniky a technologicky podobná reálnému spoji. Protože v leteckých konstrukcích je použit značný rozsah tlouštěk spojovaných materiálů i průměrů spojovacích prvků a tudíž i různých tuhostních charakteristik, byly vytvořeny analytické modely umožňující výpočet tuhostních charakteristik spojovacích prvků na základě geometrických a materiálo-vých charakteristik.

Analytické modely pro výpočet smykové deformace spojovacích prvků byly publikovány SWIFTem resp. VOGTem a BARROISem (viz [1]). Tyto modely, obecně vyjádřeny vztahem (1), se liší především možností použití z hlediska materiálu spojovacího prvku, spojovaného materiálu a geometrie spoje.

$$\delta_{N} = \delta_{N} (P, d, t_{1}, t_{2}, E_{1}, E_{2}, E_{s})$$
(1)

Pro ověření těchto analytických modelů bylo ve VZLÚ a.s. provedeno experimentální měření tuhosti typických nýtových spojů používaných v konstrukci letounu [2]. Porovnání získaných experimentálních dat s analytickým řešením podle SWIFTa a BARROISe je na obrázku č. 1.



Obr. 1 Porovnání deformační charakteristiky jednostřižného nýtového spoje z naměřených dat (body) s analytickým řešení (čáry)

Z naměřené deformační charakteristiky zkoušeného tělesa je patrný její nelineární průběh. Tuhost nýtového spoje je závislá na historii zatěžovacího procesu. Pro danou konfiguraci spoje je v případě zatížení větších než 1kN nutné tuto historii zahrnout do výpočtového modelu. Analyticky vypočtené směrnice tuhosti odpovídají směrnicím přímek proložených body návratu z příslušné hladiny zatížení, které jsou v obr.1 propojeny čárkovanou čarou.

Návrh MKP modelu

Pro náhradní model spoje byl zvolen jednorozměrný pružinovým elementem systému MSC/NASTRAN - BUSH, u kterého je možné zadávat tuhostní charakteristiky (pozn. 3x posuv + 3x rotace) [3]. Zároveň je tento prvek systému MSC/NASTRAN tzv. nelineární pružinou umožňující zadání tabelovaných hodnot průběhu jednotlivých charakteristik elementu.

Ověření použití tohoto prvku bylo provedeno na pevnostním modelu MKP experimentálně a analyticky řešeného vzorku nýtového spoje. Pevnostní model pro řešení pomocí MKP byl sestaven z následujících částí:

- model 3D tělesa (pásnice, podélník, žebro atd.)- SOLID elementy,
- model 2D tělesa (potah) PLATE elementy,
- model nýtu BUSH element.

Model okolní konstrukce vytvořený z dvourozměrných prvků odpovídá střednicové ploše a proto musí být ve vzdálenosti <u>t/2</u> od povrchu modelu 3D tělesa (pozn. BUSH element umožňuje propojení i totožných uzlů). Pro výpočet byly ve shodě s experimentem upraveny okrajové podmínky uchycení elementů tak, aby nedocházelo k přídavnému ohybu. V elementu spoje byla uvažována pouze tuhostní charakteristika posuvu. Výsledný model MKP je na obr. 2.



Obr. 2 Síť konečných prvků na náhradním pevnostním modelu nýtového spoje

Výpočtem tohoto pevnostního modelu bylo zjištěno, že deformace modelu nýtu neodpovídá zavedené hodnotě tuhosti tohoto prvku a závisí na hustotě sítě

konečných prvků v místě připojení. Z tohoto důvodu byla metodika modelování nýtového spoje pomocí elementu BUSH převedena na stanovení tuhosti modelového prvku pro deformaci odpovídající experimentálnímu měření resp. analytickému řešení. Stanovení tuhosti předpokládá stejnou hustotu sítě, geometrii a vlastnosti, které jsou v oblasti spoje na řešeném komplexním modelu. Postup stanovení tuhosti modelu nýtového spoje pro řešení pomocí MKP je uveden v následujících krocích:

- výběr geometrie spoje na celkovém modelu tj. poměr tlouštek spojovaných těles,
- stanovení tuhosti nýtu pro poměr tlouštěk spojovaných součástí na základě experimentálního měření resp. analytického řešení a výpočet odpovídající deformace vzorku nýtového spoje,
- sestrojení pevnostního modelu MKP vzorku nýtového spoje s hustotou sítě a vlastnostmi odpovídajícími celkovému modelu MKP v řešené oblasti připojení těles (viz obr. 2),
- výpočet takto sestaveného pevnostního modelu MKP vzorku nýtového spoje pro několik hodnot tuhosti prvku modelujícího připojení potahu (tj. BUSH elementu) tak, aby deformace modelu vzorku nýtového spoje odpovídala hledanému řešení (pozn. hledaná hodnota tuhosti může být až několikrát větší než odpovídá experimentálnímu nebo analytickému řešení a to především v závislosti na hustotě sítě konečných prvků),
- proložení polynomu vypočtenými hodnotami v závislosti tuhost-deformace a stanovení tuhosti modelového prvku odpovídající požadované deformaci vzorku.

Schematicky je výše uvedená metodika znázorněna na obr. 3.



Obr. 3 Schema metodiky modelování spojů ekvivalentní tuhosti pomocí MKP

Aplikace metodiky

Výše uvedená metodika byla aplikována na analýzu a optimalizaci charakteristických únavových oblastí konstrukce letounu jako jsou spoj trupového podélníku s rámem kabiny cvičného proudového letounu (obr.4) nebo kořenová část nosníku křídla sportovního letounu (obr. 5). Současně bylo provedeno porovnání dosažených výsledků s dostupnými experimentálně zjištěnými hodnotami pro vybrané oblasti.



Obr. 4 Aplikace metodiky modelování spojů na analýzu spoje trupového podélníku s rámem kabiny



Obr. 5 Aplikace metodiky modelování spojů na analýzu a optimalizaci kořenové části nosníku křídla sportovního letounu

Metodika modelování spojů byla dále aplikována na optimalizaci spojů v přípravku pro zavedení zatížení kompozitního dílu (obr. 6).



Obr. 6 Schema optimalizace spojovacích prvků přípravku pro zavedení zatížení do kompozitní konstrukce

Dalším příkladem aplikace je například kontrola a úpravy kování pro zavedení zatížení do zkušebního tělesa pro únavovou zkoušku panelu křídla letounu (obr. 7).



Obr. 7 MKP model zkušebního těles panelu křídla pro optimalizací spojů kování pro zavedení zatížení

Závěr

Uvedená metodika je vhodná především pro komplexní vyšetřování napěťově deformačních stavů složitých konstrukčních celků, u kterých není možné provádět detailní kontaktní analýzu z hlediska pracnosti a kapacity výpočetní techniky. Zároveň lze uvedenou metodikou provádět lokální detailní analýzu zatížení spojovacího místa s poruchou.

Literatura

- BARROIS, W.: Stress and displacements due to load transfer by fasteners in structural assemblies; Engineering Fracture Mechanics, Vol. 10, Pergamon Press, 1978
- [2] DOUBRAVA, R. ,BERÁNKOVÁ, I.: *Tuhostní charakteristiky těles modelů připojení potahu k pásnici křídla*; Zpráva VZLÚ Z-3671/98
- [3] DOUBRAVA, R.: Tuhostní charakteristiky pro modelování nýtových spojů ekvivalentní tuhosti pomocí MKP; Zpráva VZLÚ R-2936/98

Modernizace plátěných závěsů pro pevnostní zkoušky

Ing. Vladimír Snop

V pevnostní zkušebně VZLÜ se používají plátěné závěsy pro zavedení zatížení do konstrukce jako osvědčená zkušební metoda již velice dlouhou dobu. Stále umožňují efektivní a ekonomické zavedení sil do zkušebního vzorku.

Většina materiálů, ze kterých byly v minulosti plátěné závěsy vyráběny, se postupem doby přestala vyrábět a bylo třeba najít za ně odpovídající náhradu včetně vhodného lepidla. Zároveň bylo třeba ověřit technologii lepení závěsů na různé druhy potahů (tenký duralový plech, kompozitové skořepiny, kompozitové sendviče, atd.).

Úvod do problematiky

Náhrada původních plátěných závěsů představuje ověření konstrukčního řešení závěsu, výběr nových materiálů pro horní a dolní část závěsu, výběr nití, výběr nového lepidla a ověření technologie lepení závěsu na různé povrchy. Pevnost nových plátěných závěsů je třeba ověřit statickou zkouškou.



Konstrukce závěsu

Závěsy jsou šité dle výkresu č. L00-EP-05. Jak ukázaly série zkoušek lepení závěsů na kompozity, provedená v minulých letech, došlo k poruše spoje převážně odlepením základny závěsu od potahu a následným roztržením základny. Konstrukce závěsu je tedy vyhovující - pro pevnost nalepeného závěsu je rozhodující kvalita přilepení na potah.



Materiály pro plátěný závěs

Doposud používaný plátěný závěs byl vyroben ze 2 textilních materiálů. Základna byla z bavlněné neimpregnované tkaniny druh Hubert, č,241 (výrobce Technolen), pevnost po osnově 540 N a po útku 600N, tažnost 13 až 20% po útku.

Horní část byla do začátku 90. let z impregnované tkaniny Khaki 311a s pevností po osnově 1750N a po útku 2600N, s tažností 18 % po osnově a 7 % po útku. Od zač. 90. let byl tento materiál nahrazen impregnovanou filtrační tkaninou Standart 747 716 (výrobce Technolen), s pevností po osnově 3400N a po útku 4000N. Všechny používané tkaniny už nejsou v současné době vyráběny a bylo třeba najít odpovídající náhradu.

V následujících tabulkách jsou uvedeny vybrané materiály tkanin pro plátěné závěsy vyráběné v současné době.

Označení	Materiál	Pevnost osnova (N)	Pevnost útek (N)	Výrobce
Standart 767 817	470 PAh/940 PAh	3400	4100	Technolen
TT1 717 850	PESh	4500	4000	Svitap
TT1 787 933	PADh	7300	5500	Svitap
FT 747 337	PADh	5500	5300	Svitap
FT 747 373	POPh	4500	5800	Svitap

Technické tkaniny pro horní část závěsu:

Označení	Materiál	Pevnost osnova (N)	Pevnost útek (N)	Výrobce
LT 711 321	len 410	1400	1280	Svitap
LT 711 246	len 505	1900	1400	Svitap
LT 711 342	len 660	2500	2200	Svitap
TK 920 306	bavlna 100% 530	1300	1500	Svitap

Technické tkaniny pro základnu:

Pro novou konstrukci plátěného závěsu byla použita tkanina TT1 717 850 pro horní část závěsu a tkanina LT 711 321 pro dolní část závěsu.

Materiály pro nitě

Pro sešití plátěného závěsu byly používány nitě s pevností min 30 N na jeden průřez. Při ověřovacích zkouškách nových nití na začátku 90. let byly naměřeny hodnoty pevnosti umělých nití z Technolenu 27N a silnějších nití na šití popruhů z Otrokovic 150N. Tyto nitě také již nejsou v současné době vyráběny a je třeba opět najít odpovídající náhradu.

V následující tabulce jsou uvedeny vybrané nitě pro plátěné závěsy vyráběné v současné době.

Označení	Min. pevnost (N)	Min. tažnost (%)	Poznámka				
SYNTON 20	83		Amann, s.r.o				
SYNTON 15	120		Amann, s.r.o				
SYNTON 10	170		Amann, s.r.o				
GRAL 20	88	18-25	Coats Czecho, s.r.o				
GRAL 15	125	22-29	Coats Czecho, s.r.o				
GRAL 10	176	23-30	Coats Czecho, s.r.o				

Materiály pro nitě:

Pro novou konstrukci plátěného závěsu byly použity nitě Synton 15.

Lepidlo

Původně používané lepidlo Vukolep, které zaručovalo pevnost v odtržení 50 -70N/cm² se přestalo v 90. letech minulého století vyrábět a po vyčerpání zásob bylo nahrazeno lepidlem Chemopren Extrem (výrobce Chemolak). Při zkouškách lepení plátěných závěsů na kompozit byla část vzorků lepená též lepidlem EC 1300L (výrobce 3M Scotch-Grip). Výsledky byly srovnatelné s lepidlem Chemoprén Extrem.

Technologie lepení

Postup lepení plátěných závěsů Vukolepem zastudena byl používán desítky let a byl aplikován s úpravami (zjednodušení pro reálné povrchy) i pro lepidlo Chemoprén Extrem.

Technologický postup lepení:

a) Odmaštění a úprava lepených ploch.

Duralové potahové plechy je třeba zbavit barvy, zdrsnit přiměřeně jemným smirkovým plátnem (cca zrnitost 200) a odmastit (perchlor, toluenem, apod.). Při přípravě velmi tenkých potahových plechů (0,4 mm) je třeba provádět zdrsnění opatrně jemnějším smirkem (cca zrnitost 300 - 400)!

Příprava kompozitních povrchů je stejná.

b) Nanesení lepidla na plátěný závěs.

Na povrch plátěného závěsu se nanese rovnoměrně jedna vrstva lepidla a nechá se zaschnout min. 24 hodin. Závěsy se zaschlou vrstvou lepidla je možné skladovat několik měsíců v suché a čisté místnosti bez přístupu přímého světla.

d) Slepení plátěného závěsu s potahem.

Na upravený potahový povrch se nanáší lepidlo v jedné stejnoměrné vrstvě a nechá se odvětrat 15 min. Současně se aktivuje závěs jednou vrstvou lepidla a nechá se také schnout 15 min. Pak se závěs přiloží na připravené místo a přiválečkuje se ručním válečkem. Čím více se přitlačí, tím lépe se obě vrstvy lepidla spojí. Pozor, válečkování k velmi tenkým potahovým plechům (0,4 mm) je třeba provádět opatrně! Datum lepení je třeba označit na vzorek nebo na přilepené plátěné závěsy.

e) Doba schnutí spoje.

Po nalepení je třeba nechat spoj min 5 dní schnout, potom lze plátěný závěs zatěžovat.



Pevnostní zkoušky

Pro ověření pevnosti plátěného závěsu byly provedeny v oddělení EP 3220 ve zkušební laboratoři TIRAtest statické zkoušky. Vzorky plátěných závěsů o velikosti 130x70 mm byly nalepeny lepidlem Chemoprén Extrem na duralové desky. Při zkoušce byla deska se závěsem upevněna do přípravku, uchyceného do čelistí zkušebního stroje. Zkušebním strojem TIRAtest 28500 byly závěsy zatěžovány standartním způsobem přes dřevěný kolík rychlostí 5 kN/min do porušení.



Závěr

Při ověřovacích pevnostních zkouškách nových plátěných závěsů bylo dosaženo průměrné pevnosti 73,2 N/cm².

Pro použití takto lepených plátěných závěsů při statických pevnostních zkouškách je třeba počítat s hodnotou únosnosti závěsu 24,4 N/cm² (trojnásobná bezpečnost pro návrh zkušebních zařízení). Doposud užívaná hodnota únosnosti původních plátěných závěsů byla 20 N/cm².

Modernizace plátěných závěsů pro pevnostní zkoušky je detailně popsána ve zprávě VZLÚ "*Metodika modernizace plátěných závěsů*", R-3985.

Literatura

- [1] VÁCHAL V., VZLÚ, a.s.: Lepení plátěných závěsů ve VZLÚ; Zpráva Z 941/62
- [2] ŠIMEK P., VZLÚ, a.s.: Zkouška kvality lepení plátěných závěsů na duralový potahový plech ALCLAD tl.0,4mm; Záznam o zkoušce č. 1/120.140 z 29.8.2001
- [3] ŠIMEK P., VZLÚ, a.s.: *Zkouška pevnosti lepených plátěných závěsů na sendviči*; Záznam o zkoušce č. 1/FD-K2/61 z 8.7.2003
- [4] SNOP V., VZLÚ, a.s.: *Zkouška plátěných závěsů na kompozitové skořepině*; Zkušební protokol P-13/3220/04
- [5] SNOP V., VZLÚ, a.s.: *Zkouška sendvičových desek s kompozitovými potahy*; Zkušební protokol P-22/3220/05

Vliv anizotropie kompozitů na jejich vzpěrnou pevnost

Ing. Jan Raška, Ph.D.

Jedním z hlavních kritérií, které dimenzují tenkostěnné, letecké konstrukce, je stabilita (buckling). Z hlediska bucklingu je rozhodující tuhost konstrukce, nikoli její pevnost. Volba materiálu s vysokou tuhostí umožňuje zmenšit tloušťku a tím snížit hmotnost konstrukce. Pro díly, dimenzované na stabilitu, je tedy z hlediska hmotnostní úspory rozhodující vysoká tuhost a nízká hustota materiálu. Tyto charakteristiky splňují kompozitní materiály.

Úvod

Vnitřní, základní vlastností kompozitního laminátu je anizotropie. Jejím důsledkem jsou v obecném případě vazby mezi jednotlivými způsoby namáhání, tj. mezi tahem, smykem, ohybem a krutem. Například tahové namáhání vyvolá jak deformace membránové (tj. tahové/tlakové i smykové), tak ohybové a torzní. Tyto vazby mají obecně negativní vliv na vzpěrnou pevnost.

Vlastnosti kompozitového laminátu jsou zásadně ovlivněny skladbou vrstev, tj. orientací, tlouštkou případně materiálem jednotlivých lamin (vrstev). Touto skladbou může konstruktér do značné míry ovlivnit požadované vlastnosti laminátu. Speciální skladbou vrstev je možné eliminovat výše zmíněné vazby. Nicméně, skladba vrstev je podmíněna též jinými, především technologickými požadavky. V praxi tedy často není možné negativní vliv anizotropie zcela eliminovat, vhodnou skladbou vrstev může být tento vliv do jisté míry potlačen.

Symetrickou skladbou (vrstvy po obou stranách, ve stejné vzdálenosti od roviny symetrie jsou identické) je eliminována vazba mezi membránovou a ohybově-torzní deformací. Tato podmínka je poměrně lehce splnitelná, navíc je symetrická skladba výhodná z hlediska tepelných deformací. Vazba mezi tahově/tlakovou a smykovou deformací je eliminována vyváženou, kvazi-isotropní skladbou. Při běžné volbě orientace vrstev ve čtyřech směrech (0°, 90°, 45°, -45°) jsou zapotřebí minimálně 4 vrstvy, při současné podmínce symetrie skladby minimálně 8 vrstev. I vzhledem ke skutečnosti, že běžný kompozitový laminát je složen minimálně z 10 vrstev, je tato podmínka poměrně lehce splnitelná.

Podstatně obtížnější je eliminace vazby mezi ohybovou a torzní deformací. Při současném splnění podmínky symetrické a vyvážené skladby je zapotřebí 48 vrstev. Pouze v tomto speciálním případě hovoříme o ortotropní kompozitové desce. V praxi není většina kompozitových laminátů čistě ortotropní, lamináty často nemají tak vysoký počet vrstev a i silnostěnné lamináty vykazují např. z technologických důvodů vyšší nebo nižší míru ohybově-torzní vazby. Tato vazba způsobuje pokles vzpěrné pevnosti v tlaku až o **11 %**, proto analytický výpočet vycházející z hypotézy ortotropie může být zatížen významnou chybou. Z výše uvedených důvodů tato práce studuje zejména vliv ohybově-torzní vazby na vzpěrnou pevnost kompozitů.

Konstitutivní rovnice

Konstitutivní rovnice obecné anizotropní desky je možné popsat následujícím maticovým vztahem, kde proměnné *N* resp. *M* představují jednotkové síly resp. jednotkové momenty (rozměr [Nmm⁻¹] resp. [N]). Složky *N_x* a *N_y* představují tahovou/tlakovou jednotkovou sílu, složka *N_{xy}* představuje smykovou jednotkovou sílu. Analogicky M_x^0 a M_y^0 představují ohybový jednotkový moment, složka M_{xy}^0 představuje kroutící jednotkový moment (momenty jsou vztaženy ke střední ploše desky). Sloupcový vektor na pravé straně rovnice je složen z poměrného prodloužení ε_{xx}^0 , ε_{yy}^0 [-] a zkosu ε_{xy}^0 [-] střední plochy, dále křivosti κ_{xx} , κ_{yy} [mm⁻¹] a poměrného zkrutu κ_{xy} [mm⁻¹].

$$\begin{bmatrix} N_{x} \\ N_{y} \\ N_{xy} \\ M_{x}^{0} \\ M_{y}^{0} \\ M_{y}^{0} \\ M_{y}^{0} \\ M_{y}^{0} \\ M_{y}^{0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathcal{E}_{xx}^{0} \\ \mathcal{E}_{yy}^{0} \\ \mathcal{K}_{xy} \\ \mathcal{K}_{xy} \\ \mathcal{K}_{yy} \\ \mathcal{K}_{xy} \end{bmatrix}$$
(1)

Stručný zápis této rovnic má následující tvar, kde **A** je membránovou maticí tuhosti, **D** je ohybově-torzní maticí tuhosti a **B** je maticí vazby mezi membránovou a obybově-torzní tuhostí.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{0} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix}$$
(2)



Obr. 1: Příčné rozměry laminátu o n laminách

Pro laminátovou desku o *n* laminách, s příčnými rozměry dle obrázku 1, mají jednotlivé složky matice tuhosti následující tvar:



Obr. 2: Lokální orientace laminy

Složky Q_{ij} závisejí na materiálových vlastnostech laminy a její lokální orientaci (osy *l* a *t*) vůči globálnímu systému laminy (osy *x* a *y*), viz obrázek 2.

$$Q_{11} = \overline{E_{\ell}} \cos^{4}\theta + \overline{E_{t}} \sin^{4}\theta + 2\left(v_{\ell t} \overline{E_{t}} + 2G_{\ell t}\right) \sin^{2}\theta \cos^{2}\theta$$

$$Q_{12} = \left(\overline{E_{\ell}} + \overline{E_{t}} - 4G_{\ell t}\right) \sin^{2}\theta \cos^{2}\theta + 2v_{\ell t} \overline{E_{t}} \left(\cos^{4}\theta + \sin^{4;}\theta\right)$$

$$Q_{16} = \left(\overline{E_{\ell}} - v_{\ell t} \overline{E_{t}} - 2G_{\ell t}\right) \sin\theta \cos^{3}\theta + \left(v_{\ell t} \overline{E_{t}} - \overline{E_{t}} + 2G_{\ell t}\right) \sin^{3}\theta \cos\theta \qquad (4)$$

$$Q_{22} = \overline{E_{\ell}} \sin^{4}\theta + \overline{E_{t}} \cos^{4}\theta + 2\left(v_{\ell t} \overline{E_{t}} + 2G_{\ell t}\right) \sin^{2}\theta \cos^{2}\theta$$

$$Q_{26} = \left(\overline{E_{\ell}} - v_{\ell t} \overline{E_{t}} - 2G_{\ell t}\right) \sin^{3}\theta \cos\theta + \left(v_{\ell t} \overline{E_{t}} - \overline{E_{t}} + 2G_{\ell t}\right) \sin\theta \cos^{3}\theta$$

$$Q_{66} = \left(\overline{E_{\ell}} + \overline{E_{t}} - 2v_{\ell t} \overline{E_{t}} - 2G_{\ell t}\right) \sin^{2}\theta \cos^{2}\theta + G_{\ell t} \left(\cos^{4}\theta + \sin^{4}\theta\right)$$

$$\overline{E_{\ell}} = \frac{E_{\ell}}{1 - v_{\ell t} v_{\ell \ell}} \qquad (5)$$

Při symetrické skladbě vrstev (vrstvy po obou stranách, ve stejné vzdálenosti od roviny symetrie jsou identické) jsou všechny složky matice **B** nulové, plyne to přímo z rovnic 2.3. Je tím eliminována vazba mezi membránovou a ohybově torzní tuhostí. Konstitutivní rovnice v tomto případě má tvar:

$$\begin{bmatrix} N_{x} \\ N_{y} \\ N_{xy} \\ M_{x} \\ M_{y} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & 0 & 0 & 0 \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ 0 & 0 & 0 & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathcal{E}_{xx}^{0} \\ \mathcal{E}_{yy}^{0} \\ \mathcal{K}_{xx} \\ \mathcal{K}_{yy} \\ \mathcal{K}_{xy} \end{bmatrix}$$
(6)

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathbf{0}} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix}$$
(7)

Konstitutivní rovnice se v tomto případě rozpadne na dvě nezávislé rovnice (nezávislé pouze ve smyslu vazby mezi silovými účinky a deformacemi):

$$N = A \varepsilon^{0} \qquad (8)$$
$$M = D \kappa$$

Při vyvážené, kvazi-isotropní skladbě vrstev se zjednoduší membránová tuhostní matice do tvaru:

$$\begin{bmatrix} N_{x} \\ N_{y} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^{0} \\ \varepsilon_{yy}^{0} \\ \gamma_{xy}^{0} \end{bmatrix}$$
(9)

Membránová část konstitutivní rovnice se rozpadne na dvě části, na část tahovou/tlakovou

$$\begin{bmatrix} N_{x} \\ N_{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{12} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^{0} \\ \varepsilon_{yy}^{0} \end{bmatrix} \quad (10)$$

a na část smykovou

$$N_{xy} = A_{66} \gamma_{xy}^{0}$$
 (11)

V případě tzv. ortotropní desky je eliminována vazba mezi obybem a krutem. Ohybově-torzní matice tuhosti se zjednoduší do tvaru:

$$\begin{bmatrix} M_{x} \\ M_{y} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & 0 \\ D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_{xx} \\ \kappa_{yy} \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix}$$
(12)

Obybově-torzní část konstitutivní rovnice se rozpadne na část ohybovou

$$\begin{bmatrix} M_{x} \\ M_{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} \\ D_{12} & D_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_{xx} \\ \kappa_{yy} \end{bmatrix}$$
(13)

a na část torzní

$$M_{xy} = D_{66} \kappa_{xy}$$
 (14)

Elastická stabilita

Ve speciálním případě symetrické, vyvážené, ortotropní desky je stav indiferentní rovnováhy, tj. mezní, kritický stav z hlediska elastické vzpěrné pevnosti, popsán rovnicí:

$$D_{11} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w_0}{\partial y^4} = N_x \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2}$$
(15)

Uvažujme obdélníkovou desku o rozměru *a* ve směru osy *x* a o rozměru *b* ve směru osy *y*, jednoduše podepřené na všech 4 okrajových hranách, zatížené rovnoměrným spojitým zatížením ve směru osy *x* ($N_x = -N_0$, $N_y = 0$). V tomto případě řešením předchozí rovnice, při respektování okrajových podmínek, má tvar dvojité sinové řady:

$$w_0(x, y) = A_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}$$
(16)

kde m resp. n je počet půlvln tvaru vybočení ve směru osy x resp. y. Kritické mezní zatížení je možné dedukovat ve tvaru:

$$N_{0} = \pi^{2} \left[D_{11} \frac{m^{2}}{a^{2}} + 2 \left(D_{12} + 2D_{66} \right) \frac{n^{2}}{b^{2}} + D_{22} \frac{n^{4}}{b^{4}} \frac{a^{2}}{m^{2}} \right]$$
(17)

Tuto rovnici je možné vyjádřit v bezrozměrném tvaru, zavedením koeficientu vzpěru k_0 . V analogii ke koeficientu vzpěru izotropní desky definujeme:

$$N_0 = k_0 \pi^2 \frac{\sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2}$$
(18)

Ze vztahu (2.17) a (2.18) plyne

$$k_{0} = \frac{\left[D_{11}\left(\frac{b}{a}\right)^{2}m^{2} + 2\left(D_{12} + 2D_{66}\right)n^{2} + D_{22}\left(\frac{a}{b}\right)^{2}\frac{n^{4}}{m^{2}}\right]}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}$$
 (19)

Kritické napětí σ_0 dedukujeme podělením kritického mezního zatížení N_0 tloušťkou desky e:

$$\sigma_0 = \frac{N_0}{e} \qquad (20)$$

Z tohoto vyjádření přímo plyne, že kritický tvar vybočení, tj. tvar vybočení, který odpovídá minimální kritické síle, má jedinou půlvlnu ve směru osy y - n=1. Naproti tomu počet půlvln ve směru osy x závisí na geometrii desky a na obybových a torzních tuhostech D_{11} , D_{12} , D_{22} a D_{66} .

Vliv anizotropie

Jak již bylo řečeno, exaktní analytické řešení je možné pouze v případě ortotropních desek. V případě neortotropního laminátu budeme proto vycházet pouze z nume-

rického řešení konečněprvkového modelu. Budeme vyšetřovat takové lamináty, které jsou symetrické a vyvážené, této podmínce musí odpovídat zvolené skladby vrstev. Tímto způsobem postihneme pouze vliv ohybově-torzní vazby, tj. vliv členů D_{16} a D_{26} v matici tuhosti dle (6). Při praktickém návrhu skladby vrstev je obtížné vliv těchto členů potlačit, naproti tomu je podmínka symetrie a vyváženosti poměrně lehce splnitelná. Vzhledem k volbě skladby vrstev budou všechny ostatní tuhostní charakteristiky vyšetřovaných laminátů stejné

Protože v případě symetrického a vyváženého kompozitu jsou členy, D_{16} a D_{26} shodné, je vliv ohybově-torzní anizotropie vyjádřen jediným parametrem. Za tento parametr je výhodné zvolit bezrozměrnou veličinu, nazvanou faktor anizotropie δ :

$$\delta = \frac{-D_{16}}{\sqrt[4]{D_{11}^3 D_{22}}} = \frac{-D_{26}}{\sqrt[4]{D_{22}^3 D_{11}}}$$
(21)

Důvodem, proč nelze v případě neortotropního kompozitu, zvolit postup popsaný v předcházející kapitole je změna tvaru vybočení vlivem ohybově torzní vazby. Vlastní tvar vybočení neortotropního kompozitu neodpovídá dvojité sinové řadě dle vztahu 2.16. Tato změna tvaru vybočení s sebou nese i pokles mezního zatížení. Rozdíly ve tvaru vybočení demonstruje následující obrázek:



Obr. 3: Vliv ohybově-torzní vazby na tvar vybočení

Aproximační funkce

Definujme korekční součinitel η jako poměr kritického mezního zatíření kompozitové desky s ohybově-torzní anizotropií a kritického mezního zatížení ortotropní desky:

$$\eta = \frac{N_0}{N_{0 orto}} = \frac{k_0}{k_{0 orto}}$$
 (22)

Potom je možné vyjádřit, pro danou geometrii desky, vyjádřit funkční závislost tohoto korekčního součinitele na faktoru izotropie. Následující obrázek tedy tímto způsobem vyjadřuje vliv ohybově-torzní anizotropie na vzpěrnou pevnost čtvercové deska (poměr stran a/b=1).





Body grafu označují výsledky získané velmi přesným výpočtem metodou konečných prvků (FEM). Korekční součinitel monotónně klesá. Pokles je málo významný pro malé hodnoty faktoru anizotropie, ale pro maximální δ představuje pokles kritického mezního zatížení **11%**. Vliv faktoru anizotropie je tedy nezanedbatelný. Funkční závislost korekčního součinitele je možné s minimální chybou aproximovat kvadratickou funkcí δ (na obrázku plnou modrou čarou). Chyba této aproximace nepřevyšuje **0,1%**.

$$\eta = 1 + 0.0119\delta - 1.7929\delta^2 = 1 - 1.7929\delta(\delta - 0.00665)$$
 (23)

Tento postup je možné zevšeobecnit pro kompozitové desky s různou geometrií (s různým poměrem stran) a odvodit aproximační funkci korekčního součinitele jako funkci faktoru izotropie a poměru stran.

Závěr

Ohybově-torzní vazba má velký vliv na mezní kritické zatížení (buckling) deskového kompozitního laminátu, způsobí pokles až o **11 %**. Ohybově-torzní vazba, vyjádřená v předložené práci faktorem anizotropie, je vnitřní, základní vlastností kompozitového laminátu a obtížně se v praxi eliminuje volbou skladby vrstev. Na rozdíl od podmínek symetrie (eliminující vazbu mezi membránovou a ohybově-torzní tuhostí) a vyváženosti (eliminující vazbu mezi tahovou/tlakovou a smykovou tuhostí), které lze splnit vhodnou skladbou již 8 vrstev, je k eliminaci vazby mezi ohybovou a torzní tuhostí zapotřebí 48 vrstev. Pouze v tomto speciálním, v praxi řídkém, případě docílíme ortotropních vlastností kompozitu.

Za základní, etalonový případ byl zvolen právě ortotropní kompozit. Mezní kritické zatížení etalonu bylo určeno analyticky a pomocí tohoto řešení byl též verifikován konečněprvkový model. Byl definován korekční součinitel jako poměr kritických mezních zatížení kompozitu s ohybově-torzní vazbou (neortotropního) vůči ekvivalentnímu etalonovému ortotropnímu kompozitu. Metodou konečných prvků softwarem NASTRAN bylo řešeny případy s rozdílným faktorem anizotropie. Na jejich základě byla dedukována empirická aproximační funkce závislosti na faktoru anizotropie pro čtvercovou desku. Aproximační funkce je poměrně jednoduchá, kvadratická funkce faktoru anizotropie, avšak velmi přesná, maximální chyba nepřevyšuje **0,1 %.** Tento postup je možné zevšeobecnit pro kompozitové desky s různou geometrií.

Literatura

- [1] P. M. Weaver: *Anisotropy-Induced Spiral Buckling in Compression-Loaded Cylindrical Shells*, AIAA Journal, Vol. 40, No. 5, (May 2002)
- [2] G. Flanagan, C. Meyers: *Instability Consideration*, Engineering Mechanics, Analysis and Design, Vol. 32, No. 6, (Juin 2006)
- [3] J.-M. Berthelot: *Matériaux composites Comportement mécanique et analyse des structures*, (ISBN: 2-225-82588-2, Masson, Paris, 1992)
- [4] D. Gay: Matériaux composites, (ISBN: 2-86601-268-2, Masson, Paris 1991)
- [5] C. B. York: *Elastic buckling design curves for isotropic rectangular plates with continuity or elastic edge restraint against rotation*, The Aeronautical Journal, No. 2494, (April 2000)
- [6] N. Tiwari: *Secondary Buckling of Compresion-Loaded Composite Plates*, AIAA Journal, Vol. 40, No. 10, (October 2002)
- [7] K. Rohwer, A. Albat, E. Steck: *Buckling of CFRP plates with partly detashed stringers*, Z. Flugwiss. Welraumfosch, Vol. 18, (1994)
- [8] S. Abrate: On the use of Levy's method for symmetrical laminates composite plates, Composites, Vol. 24, No. 8, (1993)

Využití software TWR na divizi Pevnosti letadel

Ing. Martin Oberthor, Ing. Bronislav Mezihorák

Zásadní otázkou životnostních zkoušek je schopnost přesně reprodukovat skutečné provozní zatížení odpovídajícím zatížením zaváděným zkušebním zařízením. VZLÚ pro tento účel používá software RS TWR. RS TWR přesně reprodukuje v provozu naměřená data na vícekanálovém zkušebním systému. Využívá nové pokrokové technologie, redukuje čas potřebný pro optimalizaci budicích signálů.

Úvod

U únavových zkoušek podvozků jsou před vlastním zahájením zkoušky z provozu známy naměřené hodnoty napětí v určitých místech konstrukce. Navržení sekvence pro jednotlivé hydromotory zkušebního zařízení, jenž by toto napětí vytvářely, se provádí iterací řídících sil.

Ve VZLÚ je tomuto účelu používán software pro simulaci provozního zatížení v reálném čase TWR (Time Waveform Replication). Software TWR byl vyvinut partnery tzv. "The Durability Alliance".

"The Durability Aliance" tvoří společnosti Instron Structural Testing Systems, LMS International, Kistler Instrumente AG a Team Corporation. LMS a IST vytvořily společný vývojový tým a TWR je prvním příkladem jejich úspěchu.

Software pracuje jako nadstavba pro RS Console Labtronic 8800. Byl navržen pro přesnou reprodukci provozního zatížení vozidel při zkouškách životnosti na víceosém zkušebním zařízení.

Proces získávání zatěžovací sekvence je složen ze dvou částí:

- První fáze, System Identification (SI), vypočítává přesný model kompletního systému zahrnující zkušebního rošt, PID regulátor, zkušebního kus, měřící zařízení atd.
- 2) Druhá fáze, **Target Simulation** (TS), využívá získaný model systému (SI) a provádí iterační kroky minimalizující chybu výsledné zatěžovací sekvence.

System Identification (SI)

Proces SI je první fáze TWR a definuje model systému (FRF matici).

Pro získání modelu systému software využívá nejčastěji používanou techniku – výpočet matice frekvenční odezvové funkce (FRF), viz dále. Software TWR rovněž

umožňuje vytvořit model systému v časové ose (závislosti), což má oproti frekvenčnímu modelu určité výhody.

Oba dva navrhované modely jsou modely lineární. Zkušební zařízení s podvozkem je naopak systém značně nelineární. Z tohoto důvodu je velice důležité, aby v průběhu fáze identifikace soustavy byl zkušební kus vystaven zatížení plně srovnatelnému se zatížením dosahovaným ve skutečnosti, tzn. dosažení co možná nejvěrnější simulace.



Obr. 1 Základní terminologie použitá v TWR

TWR se snaží v několika iteračních krocích upravovat akční veličinu (sílu) hydromotorů tak, aby se průběh mechanického napětí snímaného tenzometry co nejvíce přiblížil k žádané hodnotě napětí.

Všeobecně je k získání přesné FRF matice (modelu) zapotřebí dvou až tři iteračních kroků.

Při první iteraci je vstupním signálem šum, jenž neodpovídá reálnému vstupu. První iterace nemůže tudíž dát správný výsledek, a to, i pokud se koherence blíží k 1, viz dále.

Maximální počet použitých kanálů závisí na hardwarové konfiguraci systému. Počet tenzometrů by měl být větší nebo roven počtu hydromotorů.

V softwaru se nastavuje tzv. *start a stop frekvence (frequencies*), která definuje frekvenční pásmo, uvnitř kterého budou filtrována a počítána výstupní data — Response.

Pokud je součástí únavové zkoušky rovněž statické zatížení, musí být startovací frekvence nastavena na 0 Hz.

FRF

Jak už bylo řečeno v úvodu, je během fáze *System Identification* (SI) vytvořen matematický model *vstupní veličina/výstupní veličina*, konkrétněji je stanovena frekvenční odezvové funkce FRF.

Na obr. 2 je zobrazen základní princip vytvoření frekvenční odezvové funkce. Poté, co jsou časové signály zaznamenány, jsou zpracovány pomocí rychlé Fourierovy transformace (FFT). Výsledkem je typicky velmi široké spektrum budícího signálu kde je odezvové spektrum určitým způsobem váženo dynamikou soustavy.

Podělením těchto dvou spekter vznikne *frekvenční odezvová funkce*, která popisuje vlastnosti samotné soustavy a ne vlastnosti vnějšího prostředí. Za účelem provedení optimalizace měření, jako je např. snížení vlivu šumu v měření, se často jednoduché podělení výstupu vstupem zamění za modifikované matice H_1 , H_2 , viz dále.

Pro určení frekvenčních odezvových funkcí systém používá analýzu MIMO (Multiple Input – Multiple Output), tzn. analýzu s více vstupy a výstupy. Analýza MIMO je více realistická než SIMO (Single Input, Multiple Output) protože jsou brány v úvahu nelineární křížové vazby mezi různými vstupy.

Předpokladem analýzy je, že vstupní síly jsou na sobě nezávislé.



Na obr. 3 je znázorněn blokový diagram první fáze TWR – System Identification.



Obr. 3 System Identification

Drive creation



V první fázi identifikace soustavy (počáteční krok iterace) musí být sekvence řídících sil – *Drive* jenž neznáme, zastoupena (nahrazena) uměle vygenerovaným signálem.

Na tento signál je kladen požadavek na zajištění dostatečné energie v celém frekvenčním pásmu (u regulace se silovou vazbou) současně s protichůdnou podmínkou možnosti omezení síly (energie) při vyšších frekvencích (během regulace v polohové vazbě mají hydromotory problémy s velkou amplitudou). Řešením je nejčastěji používaný nekorelovaný vstupní signál složený z bílého a růžového šumu (*White Pink Noise*), viz obr. 4.

- Bílý šum pro nižší frekvence, má konstantní výkonovou spektrální hustotu pro každou frekvenci.
- Růžový šum pro vyšší frekvence, konstantní energie na oktávu



Obr. 4 Vstupní signál složený z bílého a růžového šumu

Namísto znáhodněného uměle generovaného signálu lze rovněž využít už dříve získanou sekvenci (*Drive*), nebo použít harmonický signál *Sine*.

Acquisition



Drive získaný v bodu Drive creation slouží k zavedení sil do zkušebního roštu a získání odezvy (první) systému — *Response*. <u>Tento krok je proveden funkcí</u> <u>Acquisition</u>.

Po získání odezvy je vypočítána první *FRF* matice (model) — ve vývojovém diagramu označená jako *new FRF*.

Jak již bylo uvedeno dříve, není příliš pravděpodobné, že během první iterace získáme reprezentativní *FRF* model a to dokonce i pro koherenci $\gamma = 1$. Pro tento výpočet je jako vstupního signál využita stochastická náhražka – šum, jenž s velkou pravděpodobností nebude odpovídat skutečným reálným hodnotám v praxi.

FRF model bude tedy dalšími iteračními kroky s využitím Target upřesňován.

Update drives



V předchozím kroku byla vypočítána úvodní FRF (H1) matice.

Pokud nyní použijeme vstupní data (*Target*) a dosadíme je do modifikace známého vztahu **/1/** dostaneme vztah:

Drive = $FRF^{-1} \times Target$ (2)

výsledkem bude nová sekvence řídicích sil pro jednotlivé hydromotory – *Drive*, založená už na reálných vstupních datech.

V okamžiku, kdy je vypočítána nová sekvence řídících sil *Drive*, řídící systém provede zatížení zkušebního kusu (*Exciter* = *Drive*) a odečte hodnoty napětí, *Response*.

Schematicky znázorněný postup při identifikaci je znázorněn na obr. 5.



Obr. 5 Optimální vstupní signál pro identifikaci.

Average model



Po aktualizaci sekvence *Drive* a znovu provedení *Acquisition* jsou v tomto okamžiku k dispozici dvě FRF matice:

- nová (FRF_{new})
- původní (FRF_{previous})

Cílem je získat novou, upravenou matici: $(FRF_{updated}) = f(FRF_{new}, FRF_{previous})$

Vyhodnocení kvality modelu

V průběhu každého iteračního kroku lze ověřit, zda matice FRF úspěšně konverguje a model je tudíž dostatečně přesný.

Kvalitativní zhodnocení konvergence FRF matice může být provedeno prostřednictvím grafického porovnání shody nové a předchozí FRF.

Další kvalitativní vyhodnocení modelu lze eventuálně provést využitím funkcí [**Predict measurements**] a [**Predict drives**], jenž jsou rovněž označovány jako forward and backward prediction.



Predict measurements (forward prediction)

Obr. 6 znázorňuje jak je model systému vyhodnocován porovnáním Measured Responses s Predicted Responses. Measured responses jsou získány ze zkušebního stendu po aplikaci vstupních dat — Drives. Predicted responses jsou vypočteny ze stávajícího modelu systému.

V praxi se měřená a vypočtená data vždy budou lišit, přičemž tento rozdíl bude měřítkem kvality modelu.



Obr. 6 Predict measurements

Predict drives (backward prediction)

Předchozí funkce *Predict measurements* udává představu o kvalitě tzv. dopředného modelu (FRF matice). Nicméně, pro vývoj sekvence řídících sil *Drives* je významnější kvalita tzv. inverzního modelu.

K tomuto účelu je využívána zpětná predikce – *backward prediction* (obr. 7). Na zkušebním stendu jsou aplikována kontrolovaná data – *Drives*. Měřená odezva –

Responses jsou přepočítána inverzním modelem systému a výsledkem jsou *Predicted Drives*. Posledním krokem je porovnání "skutečné" sekvence — *Drives*, jenž byla použita pro simulaci a "předpovězené" sekvence – *Predicted Drives*. Čím blíže jsou *Predicted Drives* blíže k aktuálním *Drives*, tím vyšší je samozřejmě přesnost inverzního modelu systému (inverzní matice FRF⁻¹).



Obr. 7 Backward prediction

V okamžiku, kdy je přesnost získaného modelu dostačující, iterační proces může být zastaven a spuštěna druhá fáze TWR – **Target Simulation**.

Příklad FRF matice

Příklad FRF matice je zobrazen na obr. 8. Je použit příklad z únavové zkoušky příďového podvozku Ae 270.

Sloupce matice tvoří výstup ze siloměrů:

 na zkoušce byly použity tři hydromotory, snímaný výstup ze siloměrů – Exciters, označení Karta02dopredu, Karta03bocne, Karta04svisle.

Řádky matice tvoří výstup z tenzometrických snímačů:

 na zkušebním kusu snímáno napětí ze tří tenzometrů – Response, označení Strain svisle, Strain dopředu a Strain bocne.



Obr. 8 FRF matice - příklad

Obr. 9 znázorňuje jeden prvek z výše uvedené FRF matice (označený zeleně). Jedná se o frekvenční přenos vyjádřený amplitudovou a fázovou frekvenční charakteristikou.



Obr. 9 Prvek FRF matice, amplitudová a fázová

Pozn. : Jednotka amplitudy $[1/m^2]$ vychází ze vztahu — [Pa] / [N]= [N/m²] / [N]= $[1/m^2]$.

Shrnutí SI

System Identification (Identifikace systému) je základní krok v procesu návrhu sekvence pro jednotlivé hydromotory zkušebního zařízení – *Drives*.

Pro nelineární zkušební kusy je důležité odvodit modely systému založené na reálné přenosové funkci.

Zadaná vstupní data — *Targets* musí co nejlépe aproximovat k okamžitým hodnotám napětí — *Response*, jenž jsou získávána ze zkušebního kusu.

Target Simulation (TS)

Proces *TS* (*Target simulation*) je druhá fáze TWR a vypočítává *Drives*, jenž je potřebný k získání potřebné specifické odezvy — *Response*. K tomuto využívá dříve stanoveného modelu (matici *FRF*), definovaného v procesu identifikace soustavy
(*SI*). Jedná se o iterativní proces, který redukuje rozdíl mezi měřenými – *Response* a zadanými daty – *Target*.



Obr. 12 Target Simulation

First Drives



První výpočet *Drives* je vypočítán známým způsobem, tj. násobením inverzní *FRF* matice a Fourierovou transformací upraveného zadaného signálu *Targets* — viz vztah **(2)**.

Targets signál pro první výpočet může být procentuelně upraven.

Acquisition



Po provedení výpočtu lze provést zatížení zkušebního systému – Acquisition.

Hydromotory provedou zatížení zkušebního zařízení na sílu *Exciters* = *First Drive* a je měřeno napětí z tenzometrických snímačů — *Response*.

Pro každý tenzometr je zaznamenáván následující průběh:

- časový průběh
- Power Spectral Density (PSD)
- Error curves

Zobrazení chyby (error curves)

Měřené napětí z tenzometrů *- Response*, je porovnáno se zadanou sekvencí napětí *Targets*. Rozdíl mezi těmito průběhy (error) je znázorněn v časovém záznamu.

Update Drives



Pokud je rozdíl mezi *Targets* a *Response* (error) významný, může být D*rive* aktualizován.

Výpočet korekce drive je založen na inverzní FRF matici a výše uvedené chybě (error). Obvykle se neprovádí korekce celé chyby najednou, ale pro každou korekci se zvolí se procento chvbv (error feedback). viz. obr. 13



Obr. 13 Korekce Drives

Konvergence

Aktualizaci sekvence – *Drives* s cílem minimalizovat odchylku mezi *Drive* (cíl iterace) a **Target** (zadání iterace) lze provádět až do okamžiku, kde výše zmíněné indikátory chyby prokáží dostatečnou shodu.

Indikátory chyby jsou zobrazovány v závislosti na počtu provedených iterací, viz příklad na obr. 14. Na obr. 15. je zobrazen časový průběh signálu *Target a Response.*



Obr. 14 Příklad indikátoru chyby RMS error / RMS target.



Obr. 15 Časový průběh – Target, Response.

Literatura

- [1] J. DE CUYPER, COPPENS, D., LIEFOOGHE, C., SWEVERS, J., VERHAEGE, M.: Advanced Drive File Development methods for improved Service Load Simulation on Multi Axial Durability Test rigs
- [2] LMS CADA-X Manual, Revision 3.5.C: *The TWR Interface Data Display Using the Time Waveform Replication Monitor Time Waveform Replication Concepts*
- [3] OBERTHOR, M.: *Řešení vybrané problematiky u řídících systémů MTS a IST*; Zpráva VZLÚ R-3902/06 , květen 2006

Organizace společných experimentálních úloh v mezinárodních projektech výzkumu a vývoje

Jiří Běhal, ml., Jiří Vrhel

V mezinárodním projektu AERONEWS, řešeném v rámci FP6, je rozvíjena nelineární ultrazvuková spektroskopie jako nová metoda nedestruktivního zkoušení materiálu. Organizovány byly několikadenní pracovní meetingy, během kterých se partneři účastnili intenzivních experimentů v laboratoři VZLÚ. Vzhledem k možnosti sdílení některých přístrojů byly zkoušeny a ověřeny i nové techniky defektoskopických prohlídek. Přítomností zástupců všech pracovišť na jednom místě bylo vyřešeno mnohonásobně víc výzkumných úloh, než kdyby si společný zkušební kus partneři opakovaně posílali mezi sebou.

Úvod

VZLÚ je členem konsorcia řešícího projekt "Health Monitoring of Aircraft by **N**onlinear **E**lastic **W**ave **S**pektroskopy (NEWS)", podporovaný Evropskou komisí v rámci Specific Targeted Research Project pod číslem FP6-502927. VZLÚ je subkoordinátorem části projektu (Workpackage 5), ve které je ověřován nový defektoskopický systém. Cílem projektu je vyvinout zařízení k detekci poškození na letadlových konstrukcích, pracující na fyzikálně novém principu – nelineární ultrazvukové spektroskopii. Techniky nelineární ultrazvukové spektroskopie patří k novým nástrojům NDT (Nondestructive Testing) prohlídek.

Laboratoře divize Pevnost letadel byly vybrány k uskutečnění validačních zkoušek nového systému. Příspěvek VZLÚ je především v realizaci experimentálních úloh ověření nového zkušebního systému při únavových zkouškách letecké konstrukce, poskytnutí vhodných vzorků materiálů pro vývojové zkoušky a organizace experimentů s uplatněním zkušeností v oboru pevnost letadel.

Ověření pokročilého zkušebního systému NDT vyžaduje nejen velké množství experimentů, ale také podporu nákladných sofistikovaných měřicích zařízení. Z těchto důvodů byly ve VZLÚ organizovány tzv. Prague Experimental Weeks pro partnery projektu AERONEWS. Pro tato měření bylo do VZLÚ dovezeno z předních evropských pracovišť moderní přístrojové vybavení. V průběhu jednoho pracovního týdne pak byly dovezené systémy využity pro měření osmi technikami nelineární ultrazvukové spektroskopie. Pro ověření výsledků dosažených novými technikami bylo použito i tří tradičních, lineárních technik. Jako zkušební kus bylo vybráno pět vzorků skutečných konstrukcí z vysokopevnostní ocele, hliníkových slitin a uhlíkového kompozitu. Velké množství naměřených dat umožní ocenit vhodnost aplikovaných nelineárních technik ve vztahu k různým typům konstrukcí, vyhodnotit jejich detekční schopnosti a porovnání s citlivostmi stávajících lineárních technik.

Projekt AERONEWS

Techniky nelineární ultrazvukové spektroskopie, v projektu označované akronymem NEWS, představují pokrokové techniky nedestruktivního zkoušení konstrukcí založené na zkoumání šíření elastických vln zkoušenou konstrukcí. Předpokládá se u nich extrémně vysoká citlivost detekce a zobrazení iniciace poškození. Dovolují detekci mikrotrhlin nebo delaminace, degradaci kvality lepených spojů, teplotní a chemické poškození, atd.

Cílem projektu je zkoumat, potvrdit a využít slibné výsledky dosažené nelineárními technikami při základním výzkumu materiálu za podmínek únavového zatěžování. Konečným cílem pak je využití nelineárních technik jako nástroje nedestruktivních zkoušení letadlových konstrukcí. Projekt AERONEWS zahrnuje monitorování rozvíjejících se mikropoškození a únavových poruch částí leteckých konstrukcí, vývoj snímačů a aparatur, přípravu zobrazovacích metod, základní výzkum matematickým modelováním středně velkých poškození. Tyto studie vyšetřují charakter postupující únavy materiálů v makroskopickém objemu. Výsledkem projektu má být ověřený unikátní systém pro detekci mikropoškození včetně dálkového ovládání s nástroji komunikace pro použití na skutečných letadlových konstrukcích.



Nedestruktivní inspekce trupu malého dopravního letounu

Prague Experimental Weeks

Konsorcium partnerů projektu na kontrolních dnech k plnění úkolů v příslušných částech projektu se rozhodlo uskutečnit speciální pracovní týdny v roce 2006 a 2007, věnované aplikacím NEWS technik při únavových zkouškách typických částí letadlových konstrukcí, jako jedné z plánovaných úloh Workpackage 5. Při takové akci je možné současně zajistit experimentální úlohy několika částí projektu (workpackages). Organizace přináší kombinaci přístrojových systémů při experimentech na zkušebních vzorcích a modelech skutečných konstrukcí. Modely skutečných letadlových konstrukcí byly rovněž vybrány konsorciem partnerů projektu pro ověření detekčních schopností navržených systémů. Tyto pracovní týdny byly nazvány "*Prague Experimental Week I a II*" a obě akce byly realizovány ve VZLÚ. Každého pracovního týdne se zúčastnilo více než 20 odborníků.

Každý z partnerů byl zodpovědný za svoji sestavu experimentálního zařízení, přípravu a organizaci svého měření. K experimentům byly využity pouze dvě laboratoře a unikátní přístrojové systémy se musely sdílet k zajištění společných měřeních. Soustředění velkého počtu pracovníků na poměrně malém prostoru laboratoří si vyžádala náležitou pozornost bezpečnosti práce. Spolehlivost a upotřebitelnost naměřených výsledků musela být zajištěna zamezením možných vzájemných interferencí a rušení současně používaných elektronických systémů. Účastníci společných pracovních týdnů byly poučeni o bezpečnosti práce a podepsali o tomto poučení zápis.

VZLÚ zajistil pro oba týdny celkem čtyři modely skutečných konstrukcí s cílem pokrýt vlastnosti co nejširší řady letadlových konstrukcí. Modely z hliníkových slitin představovaly panely dolní strany křídla malého dopravního letadla a závěsy křídla sportovního letounu. Páka a konzole příďového podvozku malého dopravního letounu byly modely vyrobené z vysokopevnostní oceli. Švédský partner Bodycote Material Testing AB poskytl panel z uhlíkového kompozitu, který byl při zkouškách uměle poškozován impaktem.

V průběhu každého dne byly zkušební kusy podrobeny pravidelnému měření zúčastněných partnerů, následovala aplikace určeného počtu únavových kmitů v zatěžovacích přípravcích. Pro následné měření další den byl poskytnut zkušební kus s novou úrovní akumulovaného únavového poškození.



Účastníci měření Prague Experimental Week II v laboratoři a zatěžovací přípravek páky příďového podvozku



Páka příďového podvozku při aplikaci únavového zatížení a monitorování jejího stavu

Analýza výsledků

Aplikace technik a analýza výsledků nelineární ultrazvukové spektroskopie (NEWS) byly zajištěny unikátními systémy z Katholieke Universiteit Levuen, Vrije Universiteit Brussel, The University of Exeter, The University of Bristol, Bodycote Material Testing AB, GIP Ultrasons, Fraunhofer Institut für Zerstörungsfreie Prüfverfahren, Ústavu termomechaniky AVČR, DAKEL Rpety a VZLÚ. Dovezená zařízení byla použita pro vyšetřování únavového poškození těmito metodami:

- akustická emise,
- vířivé proudy,
- 2-Frequency Mixing,
- Harmonics Analysis,
- Impact Modulation,
- Intermodulation,
- Intermodulation Scanning,
- Multiplexed Time Reversal,
- Phased Array Ultrasonic,
- Reverberation Spectroscopy,
- Time Reversal Acoustics,
- Transmission Monitoring,
- Ultrasonic Rayleigh Waves,
- Pulse Inversion Scanning.

Každý z účastněných partnerů vyhodnotil výsledky svého měření a zpracoval samostatnou zprávu. VZLÚ, jako koordinátor Workpackage 5 a místní organizátor pracovních týdnů vypracoval souhrnné zprávy z každého týdenního měření, ve kterých byly zahrnuty i příspěvky partnerů.



Zkoumání panelu křídla metodou Time Reversal Acoustic



Inspekce konzole příďového podvozku metodou Time Reversal Acoustic

Závěr

Techniky založené na nových principech nelineární ultrazvukové spektroskopie (NEWS) a jejich aplikace v letectví přispějí k vývoji pokročilých, spolehlivých a integrovaných měřicích systémů pro diagnostiku mikropoškození v letadlových konstrukcích.

Oba pražské experimentální týdny partnerů projektu AERONEWS, konané ve VZLÚ, byly dobrou příležitostí pro integraci výzkumné a vývojové práce na níž se podíleli všichni zúčastnění odborníci z významných evropských univerzit a specializovaných pracovišť. Tyto akce poprvé umožnily srovnání různých technik nelineární ultrazvukové spektroskopie a jejich postupů pro detekci rostoucí únavové trhliny. Velkou výhodou byla společná dostupnost shromážděného přístrojového vybavení a měřicích systémů. Neméně důležitá byla technická a vědecká podpora experimentů a vyhodnocení jejich výsledků plynoucí z ostatních částí projektu (Workpackages). Spojené úsilí směřovalo k vývoji navrhovaného systému NEWS. V průběhu jednoho pracovního dne bylo uskutečněno asi dvacet experimentů. Pokud by tyto experimenty byly uskutečňovány postupně v laboratořích partnerů, na zkušebních kusech předávaných mezi jednotlivými partnery, pak by bylo zapotřebí asi jednoho roku k provedení stejného objemu experimentů, jaký byl uskutečněn v průběhu jednoho společného pracovního týdne. Organizace "Experimental Week" významně přispívá k efektivitě řešení mezinárodních projektů výzkumu a vývoje.

Rozpoznávání emisních signálů metodou AE při únavovém poškozování vzorků nýtových spojů

Ing. Jiří Skala

Ke kritickým dílům zkoumané konstrukce patří spoje, ať se jedná o spoje lepené, svařované nebo nýtované. Jsou členité a poskytují omezený přístup k detekci poškození. Sledované modely nýtových spojů jsou pro letadlové konstrukce typické. Skrytá únavová poškození v druhé vrstvě konstrukce poskytly možnosti v průběhu únavové zkoušky ověřit schopnosti detekce a lokalizace těchto poškození systémem AE. Tato metoda umožňuje monitorovat stav zkoumané konstrukce v průběhu provozu zkoušky a získávat tak přesná data z těžko přístupných míst bez nutnosti demontáže celé konstrukce.

Zkušební kus

Pro únavovou zkoušku jsou uvažovány dva typy zkušebních vzorků nýtovaných spojů Mají stejnou konfiguraci viz obr. 3.1. Každý vzorek sestává ze čtyř nýtových spojů. Pro všechny vzorky jsou používány plechy ze slitiny hliníku Clad 2024 T3 o tloušťce 2,5 mm. Typy zkušebních vzorků se liší spojovacími prvky a provedením otvorů pro tyto prvky. U první sady vzorků je spojovacím prvkem Nýt MS20426. Jedná se o nýty o průměru 4,8 mm se zapuštěnou hlavou, které v dvojstřižné konfiguraci spojují plechy o tloušťce 2,5 mm. Vzorky jsou vyrobeny buď v provedení s otvory pro nýty pouze vrtanými nebo s otvory také struženými. Pro spoje druhé sady vzorků je spojovacím prvkem svorník HI-LOK HL23-6-5. Tento svorník je vyrobený ze slitiny 7075-T6 a má průměr 4,8 mm. Každý spoj zkušebních vzorků je tvořen 2 x 7 spojovacími prvky. Konce vzorků jsou uzpůsobeny pro zavedení zatěžovací síly prostřednictvím čelistí únavového stroje.

Vzorky vyrobil podnik Evektor-Aerotechnik, a.s.



Obr. 1-1 Zkušební vzorek se čtyřmi dvojstřižnými spoji s podložením

Zkušební zařízení

Pro únavové zatěžování byl zvolen únavový stroj IST INSTRON SCHENCK, 100 kN, viz obr. 2-1. Zkoušený vzorek nýtového spoje byl svými koncovými částmi uchycen v mechanických čelistech únavového stroje.



Obr. 2-1 Zkouška vzorku nýtového spoje v únavovém stroji IST INSTRON SCHENCK, 100 kN

Průběh zkoušky

Po uchycení zkušebního kusu do mechanických čelistí únavového stroje byly ověřeny vlivy frekvence zatěžování na skutečně aplikovanou amplitudu zatěžovací síly. Zatěžovací síla byla ověřována při frekvencích 1, 2, 3, 4 a 5 Hz. Nebyly zjištěny významné vlivy zatěžovací frekvence do 5 Hz na amplitudu zatěžovací síly. Účel základního programu únavových zkoušek je stanovení Wöhlerových křivek nýtových spojů. Tento program předpokládal únavové zkoušky s konstantní amplitudou míjivého kmitu zatížení kde parametrem pro jednotlivé vzorky je horní hladina míjivého kmitu nominálního napětí. Zatěžovací síla byla vždy stanovena podle nosného průřezu vzorku a zvolené hladiny nominálního napětí [1]. Zkoušky vzorků při nichž bylo monitorováno únavové poškození neprobíhaly na stejných hladinách zatížení.

Použitá měřicí technika pro měření metodou AE

V průběhu únavové zkoušky kování podvozkové nohy, byl pro monitorování zkušebního kusu použit systém AE DAKEL XEDO-Box 16, se šesti kanálovými jednotkami XEDO-AE. Pro měření byly využity 3 kanálové jednotky, k nimž byly připojeny tři akustické snímače AE01, AE02, AE07, AE08 typového označení IZ09.

Záznam dat se prováděl pomocí řídicí jednotky Acer Travel Mate2003 LMi, přes komunikační linku Ethernet Planet ENW-3502-2T na pevný disk této jednotky. Průběh měření zajišťoval řídicí program Daemon a k prezentaci výsledků byl použit vyhodnocovací program DaeShow. Podrobný popis zařízení Xedo Box-16 a metodika měření AE je uvedena ve zprávě [2].

Umístění snímačů AE na vzorku č. 13

Snímače akustické emise byly nalepeny na zkušební vzorek s označením LLDHS 4.8U č. 13. Jedná se o vzorek se dvěmi nýtovými poli. U každého nýtové pole je použit spoj pomocí vysokopevnostních nýtů HI-LOK. Technologie výroby nýtového spoje je uvedena v tabulce 3-1.

Metoda AE byla použita na vzorku č. 13 během dvou dnů, a to od 17.1. do 22.1. 2007. Během prvního dne byl metodou AE zaznamenán neregulérní typ poruchy nýtového spoje a druhý den byl zaznamenán regulérní typ poruchy.

Označení zk. vzorku	Ks	Typ nýtového spojení	Schema spoje	Tmel	Otvory pro nýty	Mater.	Plech
LLDHS U2	4	Spoj s podložením, dvojstřižný – HI-LOK Ø4.8		TM1 dle AEN 5471 (PR1770C12)	Protaženy struženy	Clad 2024 T3	2.5x2.5x2.5

Tabulka 3-1 Princip značení zkušebních vzorků



Obr. 3-1 Umístění snímačů AE na vzorku LLDHS 4,8U č. 13



Výsledky měření metodou AE

V průběhu zatěžování vznikla regulérní porucha v nýtovém spoji 13/2 HS. Porucha vznikla na levém kraji a šířila se napříč k podélným vláknům základního materiálu vzorku. Byla zaznamenána akustickým snímačem AE07. Průběh vyhodnocení naměřených dat vychází ze snímače AE07.

Měřené úseky	Časové	Časové	Počet kmitů	Počet kmitů	Popis
ze dne	rozpětí od T	rozpětí do T	od	do	události
22.1.2007	[hod]	[hod]			
Úsek Celý	9:05:00	18:08:48	707 883	805 767	
Úsek 1	14:44:30	14:56:23	768 993	771 132	Iniciace poruchy
Úsek 3	16:33:51	16:49:28	788 676	791 487	Porucha od levého kraje
Úsek 4	16:49:28	17:03:12	791 487	793 959	Růst poruchy
Úsek 5	17:03:12	17:30:05	793 959	798 784	Růst poruchy
Úsek 6	17:30:05	18:08:48	798 784	805 767	Porušení nýtového spoje v celé délce

Tabulka 4-1

Popis emisních událostí z úseků 1,6



Obr. 4-1 Iniciace počáteční poruchy v levé části vzorku ve spoji 13/2HS. V grafu je patrné překročení obou hladin citlivosti CI= 302 ‰ (zelenou barvou) a CII=600 ‰ (červenou barvou) v čase 14:54:02.594403 při 770 710 kmitech a čase 14:54:10.595522 při 770 736 kmitech



Obr. 4-2 Záznam emisních událostí v úseku 6. Porucha nýtového spoje 13/2 HS u vzorku č.13 LLDHS 4,8U napříč k podélným vláknům. V průběhu celého úseku 6 se porucha šířila nad třetím otvorem nýtového spoje a pokračovala plným materiálem, až k pravé straně vzorku. V čase 18:07:40.509843 při 805 564 kmitech porucha dospěla k pravému konci vzorku, kde došlo k utržení vzorku na dvě oddělené části. Tento děj je v grafu zaznamenán výraznou emisní událostí a překročením hladiny CII, která je zobrazena červenou barvou

Frekvenční spektrum z úseků 1,6

Tabulka 4	-2
-----------	----

Zvolený úsek	Hodnocené události	Čas počátku události T [hod]	Počet kmitů do vzniku události	Popis frekvenčního spektra fmax[kHz]
Úsek 1	Událost 1	14:54:02.594403	770 710	200
Úsek 1	Událost 2	14:54:10.595522	770 736	200
Úsek 6	Událost 1	18:07:40.509843	805 564	130
Úsek 6	Událost 2	18:07:40.509843	805 564	120





Úsek 6, událost 1



Závěr

Při monitorování únavové zkoušky vzorku č. 13 metodou AE se podařilo naměřit iniciaci trhliny a její následný růst v několika různých prostředích vytvořených rozdílnou skladbou základního materiálu D16 a technologií pří výrobě nýtovaných spojů.

V uvedené zkoušce se jednalo o regulérní poruchu, tedy o poruchu v nýtovém spoji. Pro vytvoření nýtového spoje byly použity vysokopevnostní nýty HI-LOK. Iniciace poruchy nastala podobně jako v předchozím případě od levé hrany vzorku. Hlavní rozdíl byl v natočení hlavních podélných vláken základního materiálu vzorku do stejného směru jaký byl směr jednoosého zatěžování. Porucha vznikla a dále se

šířila kolmo k podélným vláknům základního materiálu vzorku. Porucha protnula zleva dva otvory nýtového spoje a dále se šířila horní částí mimo dva zbývající otvory, až k pravému okraji vzorku. V závěru zkoušky došlo k rozlomení vzorku na dvě části. V první fázi únavového porušování materiálu měl z hlediska akustické emise signál ve frekvenční oblasti maximální hodnotu amplitudy v hodnotě 200 kHz a ve druhé fázi se hodnota maximální amplitudy blížila 125 kHz.

Uvedena porucha vznikla v plechu, který měl směr vláken rovnoběžný s osou zatěžování, kolmo k těmto vláknům. Plech s nýtovým spojem, kde byly použity nýty typu HI-LOK a v technologii nýtování byl použit adhezivní tmel, byla vyšší napjatost vlivem zavedení vnějších sil do vzorku. Frekvenční spektrum emitujícího akustického signálu z místa poruchy v úseku 1 a 3, tedy z míst iniciace poruchy, měl maximální hodnotu amplitudy 200 kHz.

Literatura

- [1] Vrhel J., Skala J.: *Sledování únavového poškození vzorků spojů systémy AE a ET*; Zpráva VZLÚ č. R-3987, 2007
- [2] Skala J.: Metodika měření akustické emise systémem XEDO-BOX 16; Zpráva VZLÚ č. R-3768/05. 2005