TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Číslo 1 duben 2006

Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na II. semináři VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo Experimentální metody zkoušení kompozitních materiálů a konstrukcí v leteckém průmyslu České republiky.

ISSN 1801-9315

VZLÚ, a. s., Beranových 130, 199 05 Praha - Letňany
Tel.: +420 225 115 332, Fax: +420 286 920 930, e-mail: info@vzlu.cz, www.vzlu.cz

Vážení prvočtenáři,

na obrazovky monitorů se Vám dostává první číslo elektronického sborníku **"TRANSFER – Výzkum a vývoj pro letecký průmysl"**, který byl zvolen jako publikační platforma pro zveřejňování příspěvků přednášených na vědeckotechnických konferencích pořádaných Výzkumným a zkušebním leteckým ústavem, a. s. Cílem sborníku je jednoduchou a otevřenou formou zprostředkovat přenos (transfer) výsledků výzkumu a vývoje z půdy vzdělávacích a vědecko-výzkumných institucí do realizační průmyslové sféry a podpořit tak intelektuální a hospodářský růst České republiky.

Základ pořádání konferencí byl ve Výzkumném a zkušebním ústavu, a. s. položen v roce 2005, kdy se uskutečnila konference s tématem *„Kompozity v českém leteckém průmyslu*" (materiály, technologie, zkoušení).

Vzhledem k mimořádnému ohlasu a velmi pozitivní kritice byl tedy uspořádán druhý ročník, tentokrát se zaměřením na experimentální metody zkoušení kompozitních materiálů a konstrukcí v leteckém průmyslu ČR.

V druhé polovině roku bude uspořádána konference s aerodynamickou tématikou a doufáme, že postupně se budou přidávat i další odbornosti nejenom z letecké oblasti.

Věřím, že obsah tohoto i dalších sborníků bude přínosem pro Vaši práci a Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s. se pro Vás stane vyhledávaným partnerem pro spolupráci a nevyčerpatelným zdrojem inspirace.

Ing. Josef Kašpar

Výkonný ředitel

Vědecko-technický seminář VZLÚ

VZLÚ, a. s. se na jaře letošního roku stal již podruhé místem setkání odborníků z oblasti leteckých kompozitových materiálů. Témata navazovala na podobnou akci, která s velkým ohlasem proběhla ve VZLÚ v roce 2005, kdy byla uspořádána konference „Kompozity v českém leteckém průmyslu – materiály, technologie, zkoušení". Vzhledem k pozitivní kritice i zájmu účastníků byl 12. dubna 2006 uspořádán druhý seminář, tentokrát na téma „Experimentální metody zkoušení kompozitních materiálů a konstrukcí v leteckém průmyslu ČR". Na programu semináře bylo 9 referátů, které přednesli specialisté nejen z VZLÚ, ale také z Úřadu pro civilní letectví a z firem Aero Vodochody, ATG, Vanessa Air a ČSA. Přednášky se zabývaly otázkami moderních způsobů provádění destruktivních a nedestruktivních zkoušek a kontrol různých typů kompozitních materiálů a konstrukcí. Problematika se týkala všech kategorií a typů letadel. Součástí semináře byla i odborná debata o současnosti a budoucnosti kompozitních konstrukcí v leteckých průmyslových programech ČR a o řešení této problematiky v projektech Evropské unie. Celodenního semináře se zúčastnilo 65 odborníků z českého leteckého průmyslu, dohlédacích úřadů, vysokých škol a AV. Bylo doporučeno v podobných akcích pokračovat i nadále. V současné době se plánuje uspořádání konference o otázkách aerodynamiky v druhé polovině roku. Snahou VZLÚ je rozšířit v budoucnu tematický záběr pořádaných konferencí o další disciplíny, a to nejen z leteckého odvětví.

Statické a únavové zkoušky sendvičových kompozitních panelů s rázovými poškozeními a s vlivem prostředí

Ing. Josef Jironč (Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s.)

Příspěvek se zabývá popisem, výsledky a analýzou rázových, statických, únavových a residuálních zkoušek kompozitních sendvičových panelů. Celkem na 286 ks vzorků, které byly vyrobeny v 18 různých materiálových kombinacích potahů a jader, byly odzkoušeny odolnosti proti rázovým poškozením a byla zjišťována statická, únavová a residuální pevnost v tlaku. Vzorky byly zkoušeny v nepoškozeném i poškozeném stavu se dvěma stupni poškození, zkoušky probíhaly za laboratorních podmínek teploty a vlhkosti i s vlivem prostředí se zvýšenou teplotou a vlhkostí.

Zařazení a účel projektu

Projekt byl řešen v rámci dvou Výzkumných záměrů (VZ vypisované MŠMT):

č. 2.2 Hodnocení a simulace poškození kovových a kompozitních konstrukcí s ohledem na jejich životnost a únosnost, podbody

- výzkum vlivů a postupů při porušování kompozitních konstrukcí;
- výzkum únosnosti kompozitních konstrukcí.

č. 2.3 Hodnocení ekvivalence vlivu prostředí na materiálové vlastnosti kompozitů, podbody

- výzkum změn prostředí na konstrukce;
- vývoj metod pro simulaci vlivu prostředí na vlastnosti materiálů a konstrukcí.

Účelem projektu bylo získat na rozsáhlém souboru kompozitních sendvičových panelů základní znalosti v oblasti zkoušení jejich statické, únavové a residuální pevnosti, rázové odolnosti a vlivu prostředí na jejich vlastnosti.

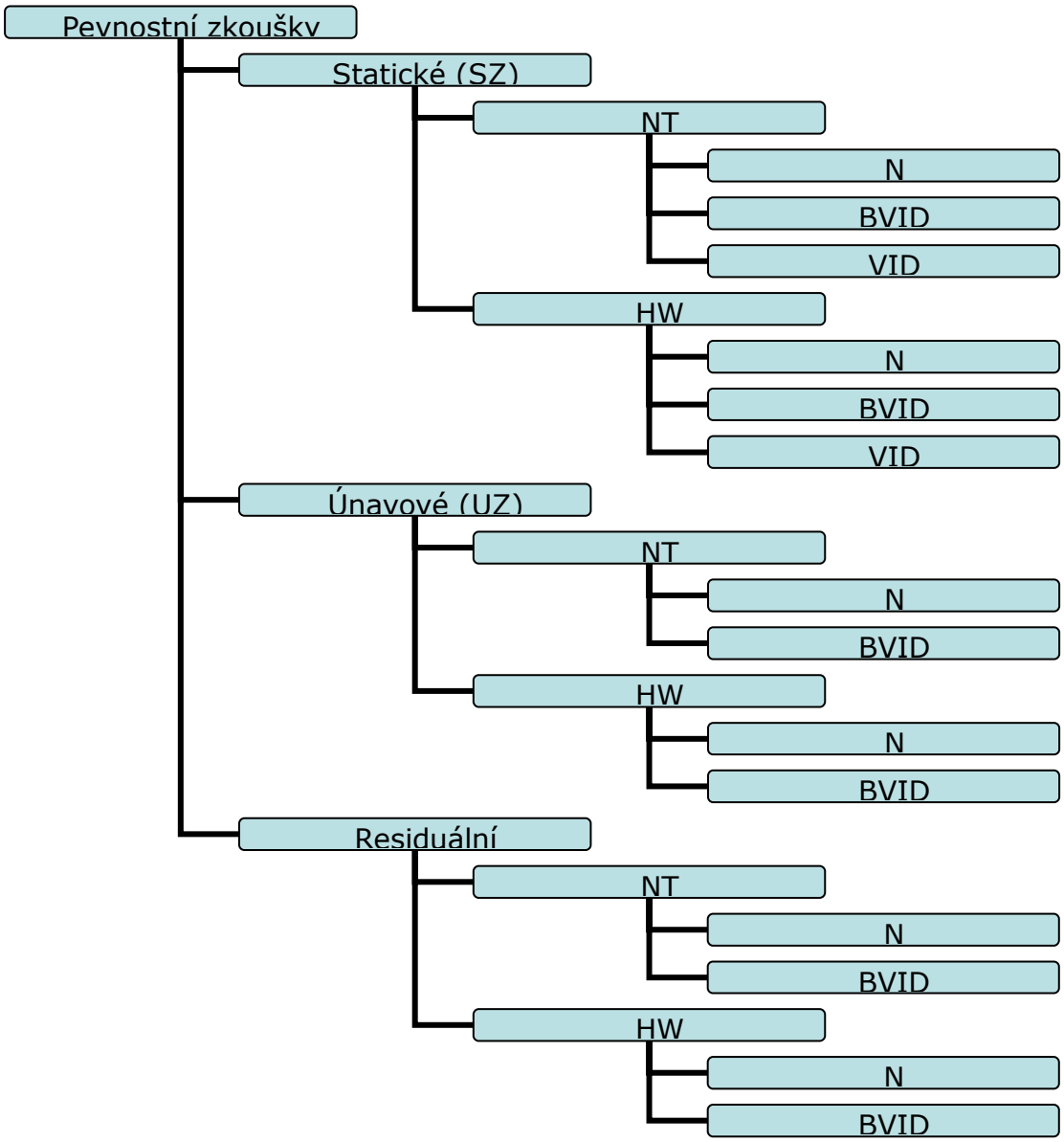
Zkoušky na vzorcích jsou základním kamenem poznávání vlastností kompozitních materiálů a výsledky jsou používány při prokazování letové způsobilosti v procesu certifikace. Zkoušky vzorků, dílů, podsestav a sestav tvoří systém průkazu konstrukce, kdy se postupuje od nejjednodušších prvků až ke zkouškám kompletních letadlových celků – princip BBA.

Vzorky a typy zkoušek

Všechny **zkušební vzorky** mají tvar plochých sendvičových desek rozměrů 160 x 200 mm s tloušťkami přibližně 5 mm nebo 10 mm. S ohledem na tlakové namáhání během všech prováděných pevnostních zkoušek mají vzorky zesílené kratší hrany.

Vzorky byly zkoušeny ve stavu nepoškozeném (N), s malým poškozením obtížně zjistitelným vizuální kontrolou (BVID – Barely Visible Impact Damage) a s viditelným poškozením (VID – Visible Impact Damage). Část zkoušek se prováděla za normální teploty a vlhkosti (NT), část pak se zvýšenou teplotou a vlhkostí (HW – hot, wet = 70 ºC, 85 ÷ 90 % r. v.), kdy vzorky pro tyto zkoušky byly před tím dlouhodobě kondiciovány ve stejném prostředí pro zajištění absorpce vlhkosti.

Pevnostní zkoušky různých typů ve dvou prostředích a s různým stavem poškození vzorků jsou naznačeny na následujícím schématu:



Statické zkoušky tlakovým namáháním v rovině vzorku se prováděly až do zlomu s registrací síly a deformace. Výsledky statické pevnosti se použily i pro určení zatížení při únavových zkouškách.

Únavové zkoušky navazovaly na zkoušky statické a bylo nutno pro ně stanovit příslušné parametry. Velikost sil, střední letové zatížení, součinitel nesymetrie cyklu - v úvahách o velikosti těchto hodnot lze vycházet v případě kompozitních materiálů pouze ze zkušeností a postupů, které jsou uvedeny v zahraniční literatuře, v tomto případě zejména v lit. [1] a [2]. Střední letové zatížení FML, kolem kterého se pohybuje sinusový průběh zatížení s konstantní amplitudou, se pro kompozitní materiály a tlakový způsob zatěžování volí kolem 30 % CSAI (tlaková pevnost s rázovým poškozením). Tato hodnota byla pro odpovídající typy vzorků a jejich poškození stanovena jako aritmetický průměr ze třech výsledků statické pevnosti. Pro amplitudu maximálního tlakového únavového zatížení je zvolena hodnota 60 % CSAI, které příslušná literatura hodnotí na základě provedených zkoušek jako horní hranici neomezené únavové životnosti pro kompozity a zvolený konzervativní způsob zatěžování. Dalším parametrem je součinitel nesymetrie cyklu R, který je stanoven jako podíl minimálního a maximálního zvoleného zatížení v cyklu (amplitudy). V případě namáhání tlak-tlak, kdy minimální zatížení odpovídá maximálnímu tlakovému zatížení, se součinitele R pohybují ve velikostech >1. Dle lit. [1] byl zvolen součinitel R = 10, který je dostatečně konzervativní. Takže při použití tohoto součinitele a maximálním tlakovém zatížení rovnajícím se 60 % CSAI vychází minimální tlakové zatížení na úrovni 6 % CSAI a FML je 33 % CSAI. Tyto parametry tedy byly aplikovány při zatížení tlak-tlak s konstantní amplitudou. Počty cyklů při zatěžování s konstantní amplitudou souvisejí s přepočtem z únavového spektra letounu, pokud je známo. Tyto přepočty však pro kompozitní materiály nejsou ještě příliš spolehlivé a ověřené, proto byly pro výše uvedené hodnoty zatěžování použity počty cyklů z lit. [1]. Zde se pro prokázání neomezené životnosti zkouší na hodnotu 150 000 cyklů, což bylo převzato i do provedených zkoušek. Tato hodnota se jeví jako reálná při porovnání např. se spektrem TWIST pro dopravní letouny (lit. [2]) nebo s použitím spektra letounu Z 242L (lit. [3]) při uvážení součinitele rozptylu 7 pro vzorky, eliminaci cyklů se zatížením nižším jak 20 % CSAI (viz lit. [2]) atd.

Residuální zkoušky, respektive statické zkoušky pro zjištění zbytkové pevnosti po opakovaném namáhání, byly provedeny na všech vzorcích, které absolvovaly celou únavovou zkoušku. Realizovaly se vždy ve stejném prostředí, v jakém proběhla zkouška únavy.

Kromě pevnostních se prováděly i **zkoušky rázové** (RZ), při kterých se jednak ověřovala rázová odolnost různých typů materiálů ve vztahu ke tvaru úderníku a dopadové energii, jednak se zjišťovaly parametry (energie + úderník) pro vytvoření umělého poškození typu BVID a VID pro následné pevnostní zkoušky.

Na **výběru materiálu** pro vzorky se podíleli jejich dodavatelé, firma LA Composite (LAC) a divize 3300 VZLÚ, s ohledem na praktické možné použití při výzkumu a vývoji kompozitních technologií vhodných pro malá dopravní letadla (MDL). Potahy i jádra sendvičů byly definovány s ohledem na použití pro primární a sekundární letecké konstrukce a rovněž rozdílné technologie výroby, kdy materiály vzorků z LAC odpovídají výrobě z prepregů s autoklávovou technologií vytvrzování, kdežto vzorky z VZLÚ byly vyrobeny technologií injektáže pojiva do suché výztuže s vytvrzováním za NT a pod vakuem. Potahy sendvičových vzorků byly tvořeny celkem 10 druhy materiálů, z toho 5 bylo s uhlíkovou výztuží a 5 se skleněnou výztuží. Jako jádra se použilo celkem 8 druhů materiálů, z toho 5 druhů pěn a 3 druhy voštiny. Kombinací různých potahů a jader bylo vytvořeno 18 typů sendvičů, z nichž některé byly charakterizovány jako vhodné pro primární konstrukce a jiné pro sekundární. Tomu pak odpovídaly i typy zkoušek, kdy například vzorky pro sekundární konstrukce nebyly zkoušeny únavově a za HW podmínek. Jako příklad lze uvést zkušební matici v následující tabulce 1, ze které pro vybrané typy vzorků (označené U1HT, S1HT atd.) vyplývají jejich počty a typy zkoušek (např. označení UZ-BVID-HW znamená únavovou zkoušku vzorku s poškozením typu BVID prováděnou v podmínkách HW):

	U1HT	U2HT	S1HT	S2HT	S3PB	Σ
RZ	3	3	3	3	3	15
SZ-N-NT	3	3	3	3	3	15
SZ-BVID-NT	3	3	3	3	3	15
SZ-VID-NT	3	3	3	3	3	15
UZ-N-NT	3	3				6
UZ-BVID-NT	3	2				5
SZ-N-HW	3	3				6
SZ-BVID-HW	3	3				6
SZ-VID-HW	3	3				6
UZ-N-HW	3	3				6
UZ-BVID-HW	3	3				6
Σ	33	32	12	12	12	101

Tab 1. Zkušební matice části vzorků s jejich počty a druhy zkoušek

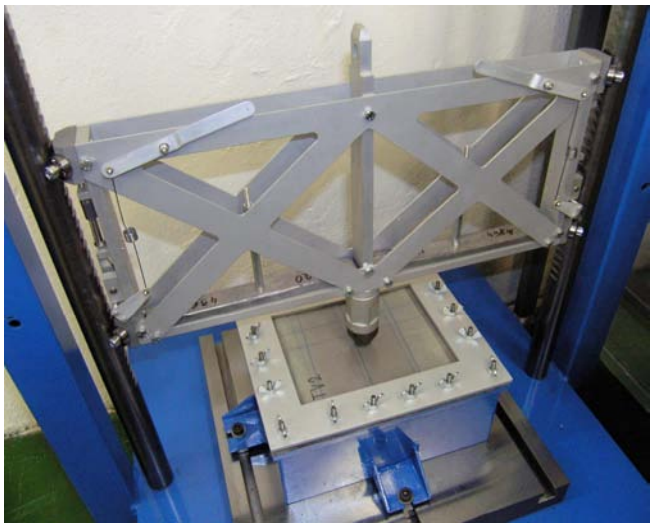
Protože všechny pevnostní zkoušky byly tlakové, kdy zkušební vzorek je namáhán tlakem v rovině vzorku a ve směru delší hrany, byla snaha vzorky na kratších hranách opatřit vhodným zesílením pro rozvedení tlakového namáhání. Způsoby se lišily podle technologie výroby i druhu materiálu pro jádra, viz obr. 1 a 2.

Obr.1 Zesílení hran tvrzenou tkaninou *Obr. 2 Zesílení hran vylitím pryskyřicí*

Použitá zkušební zařízení

Pro popisované druhy zkoušek byla použita buď standardní zkušební zařízení pevnostní zkušebny VZLÚ nebo byla speciální zařízení na Divizi pevnosti letadel VZLÚ navržena a vyrobena.

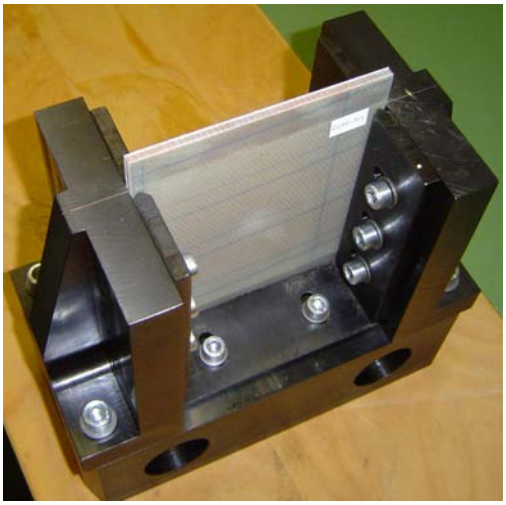
Rázové zkoušky se prováděly na speciálně navrženém a vyrobeném padostroji s označením SUPR (Systém pro Umělá Poškození Rázem), viz obr. 3. Tento gravitační padostroj se dá použít pro zkoušky s energiemi do 187 Joulů, hmotnost jezdce s úderníkem lze měnit v rozsahu 2,15 až 12,7 kg, maximální rychlost dopadu na vzorek je 5,4 m/s s ohledem na celkovou využitelnou výšku shozu 1,5 m. Úderníky jsou výměnné, k dispozici jsou dnes s kulovou plochou s radiusem v rozsahu od 6,25 do 40 mm, viz obr. 4.



Obr. 3 Padostroj SUPR *Obr. 4 Výměnné úderníky*

Na zařízení SUPR bylo také použito unikátního patentovaného konstrukčního řešení tzv. protiodrazového mechanismu k zabránění opakovanému dopadu jezdce s úderníkem na zkoušený vzorek po jeho odskoku. V rámci vývoje byl také padostroj dočasně instrumentován pro měření dopadové rychlosti (ověření pohybu jezdce po vodících tyčích bez tření) a měření násobku při dopadu úderníku na materiálový vzorek. Během zkoušek bylo např. dosaženo špičkového zbrždění kolem 300 g při shozu z výšky 1,4 m a dopadové energii 32 Joulů.

Zatěžovací přípravky byly rovněž navrženy a vyrobeny ve VZLÚ pro použití jak na statických, tak únavových strojích, včetně úprav pro využití v klimatických zkušebních komorách. Z obr. 5 a 6 je patrná jejich konstrukce, kdy na vzorek působí tlaková síla přes horní a dolní opěrnou desku a vzorek je po stranách podepřen stavitelnými nožovými příložkami k zabránění předčasné ztrátě stability.

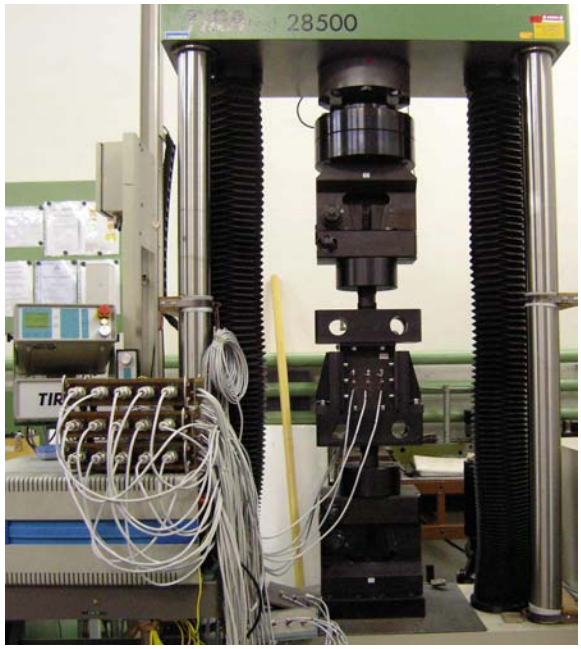


Obr. 5 Spodní část zatěžovacího přípravku *Obr. 6 Zatěžovací přípravek*

Klimatizační komora pro kondiciování byla dříve navržena a vyrobena ve VZLÚ jako stavebnice umožňující sestavu různě velkých komor pro přípravu vzorků před vlastními zkouškami i pro realizaci pevnostních zkoušek s vlivem prostředí. Připojená klimatizační jednotka udržovala v komoře nepřetržitě teplotu 70 ºC a relativní vzdušnou vlhkost 85 ÷ 90 % pro rychlejší absorpci vlhkosti. Absorbovaná vlhkost v kondiciovaných vzorcích určených pro HW zkoušky byla sledována na čtyřech doprovodných vzorcích, které reprezentovaly různé typy potahů použitých na sendviče. Pro určení okamžiku saturace vlhkosti ve vzorcích bylo použito standardního sedmidenního kriteria. Jednotlivé doprovodné vzorky dosáhly stavu saturace v rozsahu od 14 do 36 dnů, zkoušky v HW podmínkách byly zahájeny na kondiciovaných vzorcích až po nejdelší době saturace. Sestava komory s klimat. jednotkou je na obr. 7.

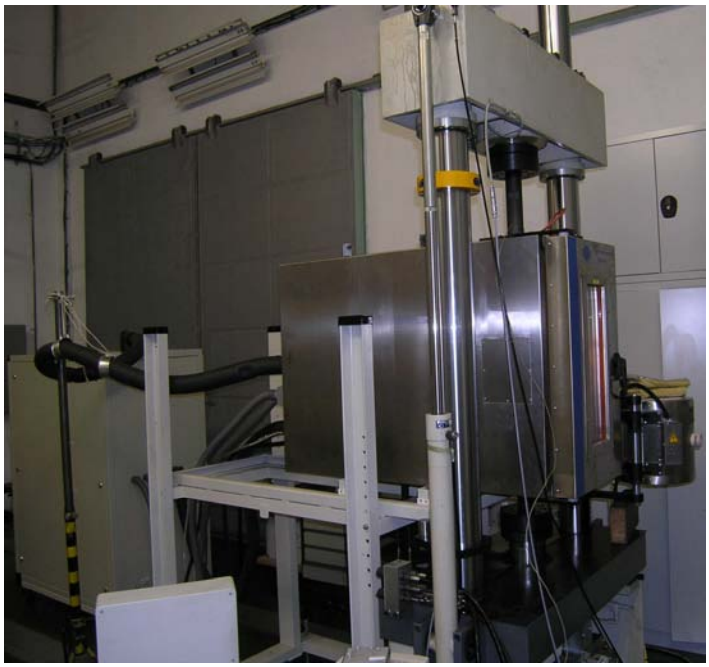
Statické zkoušky byly realizovány na zařízení TIRAtest 28500S s maximálním zkušebním zatížením 500 kN, viz obr. 8. Vzorky byly zatěžovány do zlomu s registrací síly a deformace.

Na obr. 8 je v přípravku upnutý vzorek, který sloužil také pro tenzometrická měření (celkem tři takto zkoušené vzorky) pro ověření vlivu správného obrobení zatěžovaných hran vzorků. Tenzometry nalepené v řadě uprostřed vzorku a na předním i zadním potahu registrovaly rovnoměrnost zatížení (deformací) u různě kvalitně obrobených vzorků.



Obr. 7 Sestava klimatizační komory s jednotkou *Obr. 8 Statická zkouška*

Únavové zkoušky za laboratorní teploty se prováděly na stroji 100 kN SINUS SCHENCK a zkoušky s vlivem prostředí (HW) na stroji 250 kN SCHENCK s instalovanou klimatickou komorou G-EKPS 0009-GG, viz obr. 9.



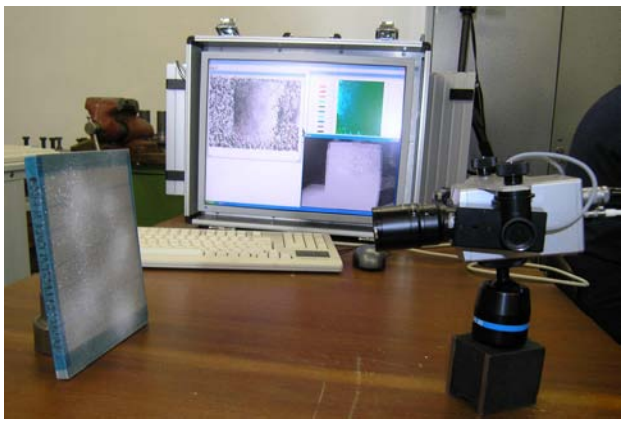
Obr. 9 Zkušební stroj SCHENCK 250 kN s klimatickou komorou

NDT kontroly vzorků před zkouškami i v jejich průběhu se prováděly na třech základních úrovních:

- vizuální kontroly, sem spadá i zjišťování velikosti umělého poškození rázem, ke kterému se používaly standardní měřící pomůcky (posuvné měřítko, hloubkoměr)
- kontroly poklepem (tapping) speciálním kladívkem, viz obr. 10

Obr. 10 Kladívko pro tapping

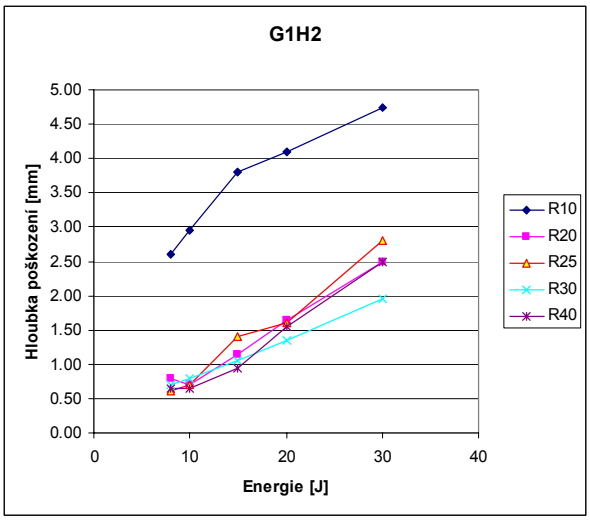
- moderní přístrojové metody NDT reprezentovalo použití přístroje pro laserovou shearografii Q-800HR od firmy Dantec Dynamics, viz obr. 11

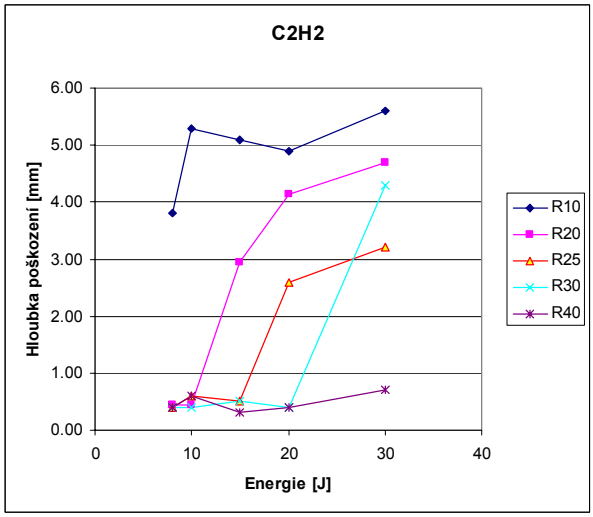


Obr. 11 Přístroj Q-800HR pro laserovou shearografii

Některé výsledky zkoušek

Rázové zkoušky sloužily ke zjišťování rázové odolnosti různých materiálů a také pro vytvoření pokud možno standardních poškození typu BVID a VID na vzorcích určených pro následující zkoušky statické a únavové pevnosti. Byl zkoumán vliv tvaru úderníku, respektive velikosti radiusu jeho čelní plochy, velikosti dopadové energie a rychlosti. Na obrázcích 12 a 13 jsou příklady závislosti hloubky poškození na radiusu úderníku a dopadové energii.





Obr. 12 Rázová odolnost vzorku G1H2

Obr. 13 Rázová odolnost vzorku C2H2

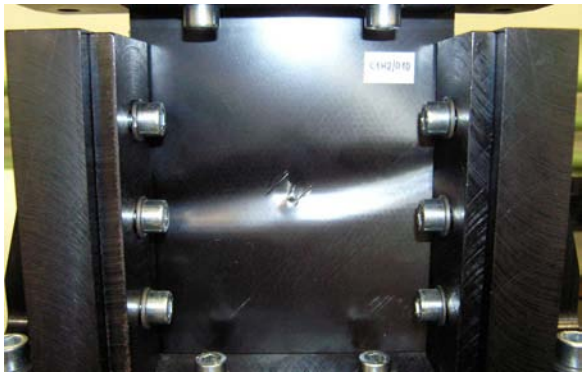
Jako problém, který se projevil i na některých výsledcích pevnostních zkoušek, je stanovení kriterií pro definici poškození typu BVID a VID. Z obecného hlediska je určení hranice mezi nimi na letecké technice velmi složité, uvážíme-li, že se jedná převážně o subjektivní hodnocení pozorovatele ovlivněné jeho individuálními

zrakovými schopnostmi, prostředím prohlídky (světlo, vlivy počasí), polohou kontrolovaných ploch (horní nebo spodní povrchy, odrazy světla), aplikovanými nátěry (světlé a tmavé odstíny, lesk) a v neposlední řadě i jejich přístupností a velikostí. Vliv má samozřejmě i pečlivost, zodpovědnost, absolvovaná školení a zkušenosti kontrolujícího personálu. Nějaká obecně platná pravidla nebo předpisy pro stanovení hranice mezi BVID a VID neexistují, pro případ certifikace letecké techniky se obecně doporučuje dohodnout příslušná kriteria s leteckým úřadem, kterému se prokazuje splnění požadavků letové způsobilosti. V literatuře lze sice určitá kriteria nalézt, avšak nejsou jednotná: např. hloubka poškození 1,27 mm, energie 6 Joulů, viditelnost prostým okem z definované vzdálenosti. Pro účely tohoto projektu bylo použito kriterium hloubky poškození 1 až 1,4 mm v závislosti na materiálu potahu a charakteru poškození.

Statické zkoušky za NT, při kterých bylo vyzkoušeno celkem 108 vzorků, daly cenné výsledky pro hodnocení vlivu poškození na různé typy materiálů a data pro určení zatížení pro zkoušky únavy. Na některých typech materiálů se projevil fenomén nejednoznačnosti úrovně poškození hodnoceného vizuálně, kdy vzorky s malým poškozením BVID vykazovaly nižší únosnost než s poškozeními VID. Proto v závislosti na typu materiálu a viditelném stupni poškození poklesla pevnost poškozených vzorků v širokém rozsahu 20 až 94 % pevnosti vzorků bez poškození.

Při zkouškách se pozitivně projevil i zvolený způsob zesílení u většiny vzorků, kdy se jich pouze 9 porušilo v blízkosti zesílené hrany, viz např. obr. 14. Obrázek 15 zobrazuje porušení vzorku vycházející z místa poškození.

Obr. 14 Porušení vzorku u zesílené hrany



Obr. 15 Porušení vzorku z poškození

Statické zkoušky za HW prokázaly dobrou únosnost všech typů zvolených materiálů v prostředí vysoké teploty a vlhkosti s výjimkou typu G2H2 (potah G2 je ze skleněného prepregu EP112, jádro H2 je nomexová voština Coremaster C1), u něhož vlivem přiblížení se k teplotě skelného přechodu došlo k poklesu statické pevnosti na 7 až 15 % pevnosti za NT. Jako příklad výsledků lze uvést porovnání

únosnosti v podmínkách HW a NT pro různé vzorky s různým typem poškození, viz tabulka 2.

Typ vzorku	HW/NT		
	N	BVID	VID
	[%]	[%]	[%]
C1F4	70	80	81
C1H2	94	87	109
C3H2	59	124	77
U1HT	59	98	87
U2HT	62	98	89

Tab. 2 Porovnání únosnosti vzorků podle typu a stupně poškození

Únavové zkoušky za NT prověřily schopnost kompozitních materiálů snášet opakovaná vysoká zatížení, kdy v závislosti na typu materiálu a stupni poškození byly vzorky zatěžovány až na úroveň 60 % statické pevnosti, konkrétně silami od 6,9 do 24,4 kN. Byla ověřena zkušební frekvence 7 Hz, kdy byla měřena teplota prvních vzorků během zkoušky a neobjevilo se jejich dodatečné zahřívání. Z 29 zkoušených vzorků pouze dva nedosáhly 150 000 cyklů (poruchy při 8 000 a 13 000 cyklech), přičemž u obou došlo k poruše těsně u zesílení hrany mimo regulární oblast, viz obr. 16 a 17.

Obr. 16 a obr. 17 Únavové porušení mimo regulární oblast

Únavové zkoušky za HW prokázaly podobné výsledky jako za NT s tím, že všechny zkoušené vzorky dobře odolávaly zkušebním podmínkám se zvýšenou teplotou a vlhkostí. Amplituda zatěžovací tlakové síly dosahovala v závislosti na typu materiálu a stupni poškození 6,7 až 22,9 kN. Z celkem 24 vzorků nedosáhly 150 000 cyklů tři vzorky (52 000, 82 000 a 93 000 cyklů), ke všem poruchám došlo mimo regulární oblast, viz např. obr. 18.

Obr. 18 Únavové porušení mimo regulární oblast

Residuální zkoušky za NT prokázaly, že se průměrná únosnost kompozitních materiálů použitých na výrobu zkušebních vzorků nesnižuje ani po opakovaném namáhání. Ze 7 typů zkoušených vzorků došlo u dvou typů ke snížení únosnosti o 4,9 až 14,6 % vůči statické pevnosti, u dvou typů bylo dosaženo stejných výsledků jako při statických zkouškách a u 3 typů byla naměřena pevnost vyšší od 3,3 do 5 % vůči statice. Byl hodnocen také vliv poškození na residuální pevnost, viz tabulka 3.

Typ panelu	Pokles pevnosti proti nepoškozenému vzorku	
	statická pevnost	residuální pevnost
	[%]	[%]
C1F4-BVID	79	73
C1H2-BVID	64,9	46
G2H2-BVID	53	50
U1HT-BVID	50	42

Tab. 3 Porovnání statické a residuální pevnosti poškozených vzorků

Residuální zkoušky za HW potvrdily, že zkoušené materiály mají i v podmínkách zvýšené teploty a vlhkosti vynikající únavové vlastnosti a že opakovaná namáhání nemají významný negativní vliv na únosnost. Ze 7 typů zkoušených vzorků došlo u tří typů ke snížení únosnosti o 3,4 až 18,7 % vůči statické pevnosti, u čtyř typů byla naměřena pevnost vyšší od 6,7 do 12,3 %. V tabulce 4 je možno porovnat výsledky residuálních pevností za podmínek NT a HW.

Typ vzorku	Residuální pevnost HW/NT [%]
C1F4-N	71,4
C1F4-BVID	79,9
C1H2-BVID	97,7
U1HT-N	50,4
U1HT-BVID	93,3
U2HT-N	65,2

Tab. 4 Porovnání residuální pevnosti za podmínek NT a HW

Hlavní poznatky z projektu

Kromě velkého souboru detailních výsledků z prováděných zkoušek, částečně zmíněných v části 4, lze pro další práce v oblasti výzkumu kompozitních materiálů i pro konkrétní použití zkoumaných materiálových kombinací při konstrukci letadlové techniky zdůraznit následující poznatky:

- Potvrdila se velmi dobrá odolnost kompozitních materiálů vůči únavovému namáhání, které bylo velmi vysoké. Při uvážení standardně zvoleného součinitele bezpečnosti 1,5 pro kovová letadla se únavové zatížení blížilo maximálnímu provoznímu, se zvyšujícími součiniteli používanými pro kompozity pak bylo zatížení nad provozním.
- Jako problém z pohledu certifikace a případně i tvorby provozní a opravárenské dokumentace může být stanovení kritérií pro definici malých (BVID) a velkých (VID) poškození. To jest poškození, která jsou vizuální cestou obtížně zjistitelná, a tudíž se s jejich dlouhodobou existencí v konstrukci musí počítat, (a prokazovat) a poškození při běžných vizuálních prohlídkách zjistitelná a opravovaná, se kterými je konstrukce provozována jen po velmi omezenou dobu do doby opravy.

Použité zkratky a označení

BBA Building-block approach

BVID Barely Visible Impact Damage, vizuálně obtížně zjistitelné poškození

CSAI Compression Strength After Impact, pevnost v tlaku s rázovým poškozením

FML Flight Mean Load, střední letové zatížení

HW	hot-wet, podmínky se zvýšenou teplotou a vlhkostí vzorků i prostředí zkoušky se vzorky se saturovanou vlhkostí
LAC	firma LA Composite, s. r. o.
MDL	Malý dopravní letoun
MŠMT	Ministerstvo školství, mládeže a tělovýchovy
N	označení uměle nepoškozeného vzorku
NDT	nondestructive testing, nedestruktivní kontrola
NT	Normální teplota, označuje se tak i standardní vlhkost vzduchu bez saturace vlhkosti ve vzorcích
RZ	Rázová zkouška
SUPR	Systém pro umělá poškození rázem
SZ	Statická zkouška
TWIST	Transport WIng Standard Test
UZ	Únavová zkouška
VID	Visible Impact Damage, vizuálně zjistitelné poškození,
VZ	Výzkumný záměr
VZLÚ	Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s.

Literatura

[1] Impact Damage Characterization and Damage Tolerance of Composite Sandwich Airframe Structures, DOT/FAA/AR-02/80, October 2002

[2] The Effect of Loading Parameters on Fatigue of Composite Laminates: Part III, DOT/FAA/AR-99/22, June 1999

[3] Zadání únavové zkoušky modelové sekce kompozitního křídla, R-3569/04 – ing. J. Jironč, VZLÚ, únor 2004

Ultrazvuková a akustická NDT kontrola kompozitních dílů

Ing. Z. Zavadil, Ing. J. Blahůšek, Ing. J. Matoušek (ATG, s. r. o.)

Příspěvek uvádí přehled akustických metod a jejich možností z hlediska detekce základních typů vad, která mohou vzniknout při výrobě kompozitních konstrukcí. Jsou rovněž uvedeny praktické výsledky zkoušek, realizovaných v rámci spolupráce na projektu vývoje kompozitních dílů pro konstrukci civilních letounů.

1. Úvod:

Při zkoušení kompozitních a lepených dílů leteckých konstrukcí nacházejí kromě jiných nedestruktivních (NDT) metod největší uplatnění metody akustické. Tyto metody je možno rozdělit do dvou základních skupin:

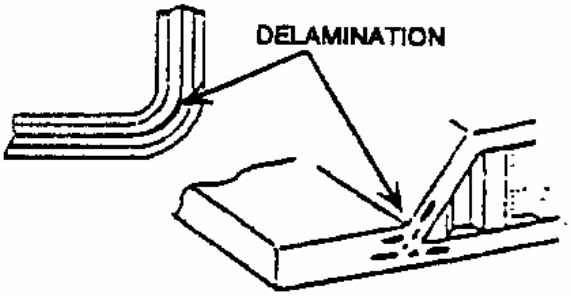
1) metody ultrazvukové, které se využívají v široké míře i pro kontrolu kovových materiálů a polotovarů;
2) specielní akustické metody jako jsou metody rezonanční, impedanční, atd., které byly vyvinuty zejména pro kontrolu lepených spojů a leteckých konstrukcí.

Protože každá z těchto metod má řadu modifikací uvedeme pouze základní principy a možnosti jednotlivých metod z hlediska detekce různých typů vad v kompozitních konstrukcích a kriteria pro jejich hodnocení.

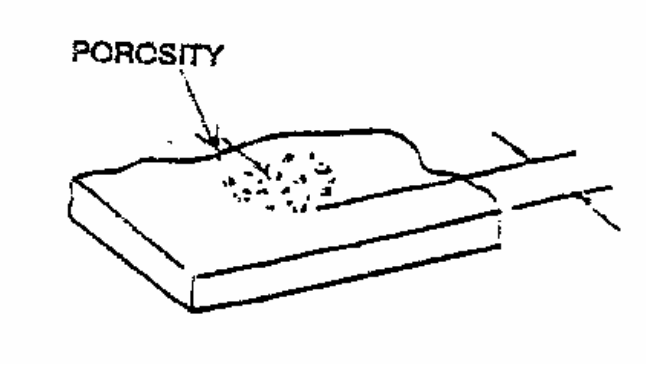
Uvádíme také některé výsledky, získané v rámci spolupráce na projektu vývoje kompozitních dílů pro konstrukci civilních letounů.

1.1 Typy vad v kompozitních strukturách, detekovatelných akustickými metodami.

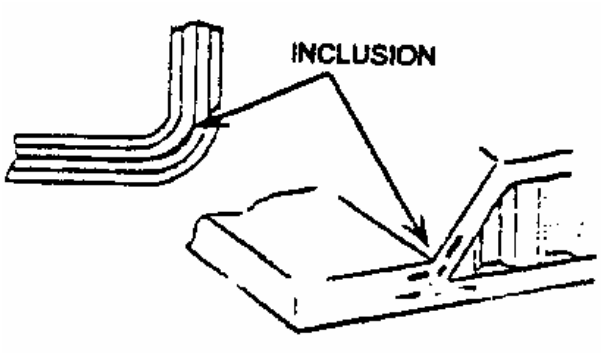
Na následujících obrázcích jsou uvedeny některé příklady strukturních nepravidelností kompozitních konstrukcí, které jsou zjistitelné akustickými metodami.



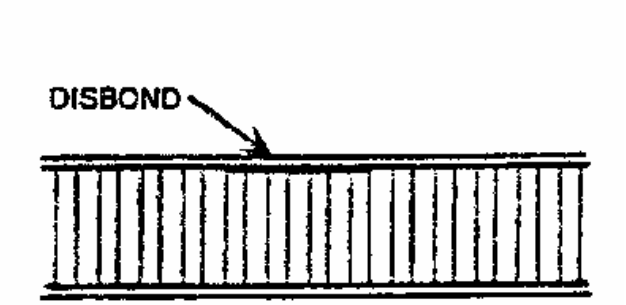
Obr. 1 Delaminace



Obr. 2 Porozita



Obr. 3 Vměstky



Obr. 4 Nespojení

Obr. 5 Voda nebo jiná tekutina ve voštině

2. Akustické metody

2.1 Ultrazvukové techniky: PE (impulzní odrazová) a TTU (průchodová)

a) Princip PE techniky:

Technika PE využívá jeden měnič, který slouží pro vysílání i příjem ultrazvukových signálů, nebo dvojitý měnič, kde jeden krystal má funkci vysílače a druhý přijímače. Metoda využívá odrazu ultrazvukových vln buď od protilehlé strany nebo od vnitřní vady ve struktuře. Metoda se využívá hlavně k detekci nespojení nebo delaminace u monolitických struktur, kde je možný přístup pouze z jedné strany.

Technika PE se využívá buď při ručním zkoušení nebo u přenosných skenovacích systémů s C-zobrazením. Využívá se buď kontaktní nebo imerzní akustické vazby.

b) Princip TTU techniky

Metoda TTU vyžaduje použití dvou měničů, jednoho pro vysílání zvukové energie a druhého pro příjem. Měniče jsou umístěny na protilehlých stranách zkoušeného dílu.

Tuto metodu je možno využít pro detekci nespojení nebo delaminace u monolitických nebo voštinových konstrukcí. Přítomnost vady odstiňuje procházející ultrazvukový svazek a projeví se tedy snížením amplitudy přijatého signálu.

Pro aplikaci TTU musí být obě strany zkoušeného dílu přístupné.

U obou technik je možno využít buď kontaktní nebo imerzní akustickou vazbu.

Inspekce s využitím imerzní vazby může být provedena na samostatných dílech ponořených do vodní nádrže nebo umístěním dílu mezi vodní trysky se zabudovanými sondami (vazba vodním sloupcem – squiter). Sondy musí být upevněny v držácích, které při skenování udržují jejich vzájemnou polohu.

U kontaktní techniky se někdy používá suchá akustická vazba, která je vhodná na rozměrné plochy, kde se využívají odvalovací sondy.

2.2 Rezonanční a impedanční metody zkoušení

a) Princip funkce (obr. 6)

Vysokofrekvenční testování spojení (HFBT), často označované jako rezonanční zkoušení, je podobné při aplikaci kontaktnímu ultrazvukovému zkoušení, kdy měnič s tvrdou kontaktní plochou je akusticky navázán ke zkoušenému dílu pomocí tekutého vazebního prostředku. Princip funkce je však zcela odlišný od standardní ultrazvukové metody zkoušení.

HFBT využívá speciální úzkopásmové měniče, které po přiložení ke zkoušenému dílu vytvářejí v materiálu spojité ultrazvukové pole. Anomalie jako nespojitosti nebo změny tloušťky způsobují změnu zatížení měniče, což má za následek změnu jeho rezonance. Tyto změny se detekují měřícím zařízením jako rozdíly fáze a amplitudy.

Pracovní frekvence jsou mnohem nižší než u běžné ultrazvukové metody, obvykle v rozmezí 25 až 500 kHz.

Výběr frekvence je závislý na tloušťce a typu zkoušeného materiálu.

Změny akustické impedance mohou být vyvolány změnami ve schopnosti přenášet zvuk mezi sondou a zkoušeným materiálem. Změny akustické impedance materiálu způsobují odpovídající změny elektrické impedance měniče a tyto změny elektrické impedance jsou monitorovány přístrojem a zobrazeny ve formě změny amplitudy nebo fáze na obrazovce.

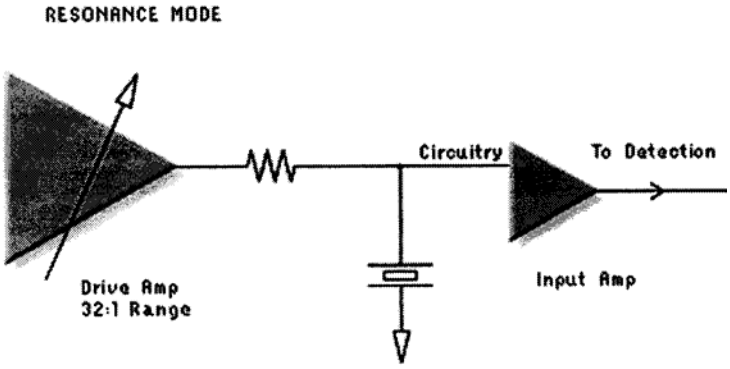
Informace o fázi se vztahují primárně k hloubce nespojení nebo tloušťce materiálu zatímco amplituda signálu je ovlivněna především relativní velikostí nebo nebezpečností vady.

Protože fáze i amplituda jsou ve vzájemném vztahu a jsou ovlivněny různými anomaliemi, je důležité pro provádění zkoušek se seznámit s odezvami na tyto anomalie aby byla zajištěna přesná interpretace výsledků zkoušek.

Vysokofrekvenční „Bond testing" se ukázalo jako účinné při inspekci vícevrstvých kovů a u nekovových laminátů pro zjišťování nespojení a detekci delaminací u vícevrstvých nekovových kompozitních struktur. Tato metoda se také uplatňuje při detekci nespojení mezi potahem a jádrem u voštinových konstrukcí.

Metoda HFBT je vhodná pro inspekci materiálů s maximální tloušťkou v rozmezí 6 až 12 mm v závislosti na typu materiálu a použité kombinaci přístroj-sonda. Obecně se předpokládá , že je možno spolehlivě detekovat delaminaci nebo nespojení větší než 12 mm, i když mohou být zjištěny i menší vady v závislosti na typu a tloušťce materiálu a povaze a hloubce vady. HFBT je výhodnější než impulzová ultrazvuková metoda rovněž pro zkoušení vysoce tlumících materiálů. Je to způsobeno jak nižší pracovní frekvencí tak i snadnější interpretací signálů.

Stejně jako u ostatních ultrazvukových metod musí být zkoušený povrch relativně hladký aby bylo možno zajistit vyhovující akustickou vazbu. Toto ve spojení s potřebou kapalné vazby může někdy omezit použití této metody a ztížit kontrolu některých ploch. Metoda HFBT může být prováděna na natřených plochách, ale zhoršené přilnutí barvy může zvýšit celkovou akustickou impedanci a vést k chybným závěrům. Nedostatečné přilnutí barvy může také znemožnit inspekci následkem vysokého útlumu signálu. Doporučuje se proto aby oblasti s předpokládanými nespojitostmi nebo delaminacemi byly zbaveny barvy a znovu přezkoušeny pro potvrzení nálezů. Při zkoušení relativně tlustých, vícevrstvých kompozitních struktur může být zjištění delaminace u protilehlého povrchu velmi obtížné. Je to důsledek relativně malé změny celkové akustické impedance detekované sondou.



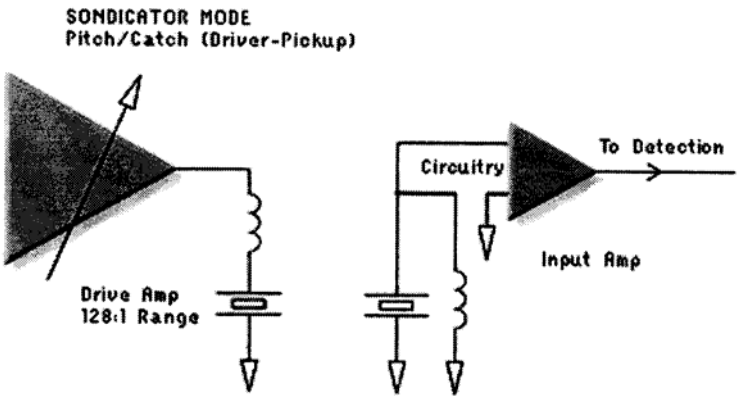
Obr. 6 Princip rezonanční metody

b) Impulzová „pitch-catch" metoda (sondikátorová metoda)

Tato metoda využívá dvouměničovou , nízkofrekvenční sondu s bodovými kontakty a suchou akustickou vazbu. Jeden měnič vysílá ultrazvukové vlny o frekvenci 25 kHz do zkoušeného dílu a druhý měnič slouží jako přijímač **(obr.7).** Zvuk se šíří strukturou v komplexním módu mezi měniči. Sonda obsahuje ještě třetí, neaktivní kontakt, sloužící pouze jako opěra k vyrovnání sondy. Prošlé signály jsou zpracovány a rozdíl mezi vyhovujícím a nevyhovujícím úsekem se analyzuje. Komplexní vlna šířící se materiálem je ovlivněna rychlostí, akustickou impedancí a tloušťkou. Čas a množství přijaté energie jsou ovlivněny změnami materiálových vlastností, jako jsou tloušťka, nespojitosti a nehomogenity.

Na displeji přístroje se zobrazuje amplituda a fáze a jejich překročení přes nastavenou úroveň může být akusticky signalizováno.

Nespojení se projevuje zvětšením amplitudy protože kmitání desky nebo vrstvy je na dobrém spoji omezeno a energie se ztrácí v základním materiálu. Změna fáze odráží nižší rychlost zvuku, která je vyvolána poklesem tuhosti v místě nespojení. Frekvenční rozsah v impulzovém módu je pro většinu aplikací v rozmezí 2,5 až 200 kHz a pro nekovové kompozitové struktury od 5 do 25 kHz.



Obr. 7: Princip „sondikátorové metody"

c) Inspekce metodou MIA (bondtester mechanické impedance)

a) Princip funkce: Analýza mechanické impedance (MIA) je metoda hodnocení spojení, která porovnává tuhost struktury v kontaktu s hrotem sondy. Tuhost lepené struktury je funkcí tloušťky, geometrie, elastických vlastností a hustoty lepených dílů. Složky lepené struktury při zkoušce kmitají. Nespojení způsobuje zmenšení mechanické impedance (tuhosti) a může vyvolat fázové nebo amplitudové změny zobrazeného signálu, v závislosti na frekvenci sondy.

Sonda obsahuje dva piezoelektrické krystaly s budičem umístěným za přijímačem v jednom pouzdře. Budič převádí elektrickou energii na zvukové vibrace a přijímač, který je v přímém kontaktu se zkoušeným povrchem, převádí modifikované vibrace na elektrické signály pro zpracování v přístroji.

Jestliže se sonda umístí na strukturu s nekonečnou tuhostí a budící krystal je nastaven na kmitání v dané frekvenci potom přijímací měnič se stlačuje a roztahuje s fázovým posunem 180° vzhledem k maximální amplitudě signálu. Jestliže se nyní sonda umístí na strukturu bez tuhosti (vzduch) nebude na přijímacím měniči žádný výstupní signál. Někde mezi těmito extrémy je realita a vada obecně vyvolá signál o amplitudě úměrné tuhosti struktury s případnou změnou fáze. Některé přístroje využívají spojité buzení nebo dvojí frekvenci buzení mezi 1 a 10 kHz. Přístroje MIA pracující v módu dvojí frekvence umožňují dosáhnout vyšší citlivosti inspekce tím,

že mapují hranice reálných vad, které mohou být tvarově složitější než umělé vady v měrkách.

Zobrazené informace mohou být ve formě pohyblivého bodu v impedanční rovině, výchylky na stupnici apod. Signalizační práh umožňuje získání optického nebo akustického varovného signálu.

Při zkoušení systémem MIA rezonuje struktura pod sondou. Mechanické vibrace z blízkosti přístroje mohou způsobit vnější šum, který se může zobrazit na přístroji. Sonda sama může při naklápění v pouzdru vyvolat rušivé signály vlivem vibrací nad strukturou při frekvenci, která může být přístrojem vyhodnocena jako významná. Zkoušená struktura může vlivem rezonance vyvolat harmonické frekvence, které mohou vyvolat rušivé signály.

2.3 Poklepová metoda (Tap test)

Princip: Poklepová metoda je ruční způsob testování, využívající tyčku nebo kladívko se zaobleným hrotem, kterým se klepe na povrch dílu a akustický signál se vyhodnocuje sluchem. Slyšitelný zvuk rezonující části je charakteristický pro hmotu, kohesní tuhost, a tloušťku průřezu dílu. Celkové oddělení způsobené dutinami, nespojením nebo delaminací způsobí změnu kohezní tuhosti, která se projeví změnou odezvy při poklepu. Charakteristiky dopadu jsou závislé na lokální impedanci struktury a hmotnosti použitého poklepového nástroje.

Každý poklep vybuzuje pásmo frekvencí ve struktuře, z nichž některé jsou slyšitelné. Při poklepu na vadnou strukturu jsou utlumeny vyšší frekvence v porovnání se zdravou strukturou. Zvuk produkovaný vadnou oblastí má menší obsah vyšších frekvencí a struktura zní „tupěji"

Rezonanční charakteristiky dílu jsou ovlivněny rozměry dílu. To znamená že malý panel přitažený ke stolu bude vyvolávat nižší frekvence při poklepu než při držení v ruce. To je způsobeno nižšími frekvenčními módy, které jsou vybuzeny přídavnou hmotou a tuhostí stolu přitlačenému k dílu.

Zatímco pro poklep se často používá mince, výrobci velkých letadel specifikují pro poklep tyčku nebo kladívko.

Někdy se používají pro poklep i elektronické přístroje. Některé z těchto přístrojů měří trvání dopadu zatímco jiné měří frekvenční obsah signálu.

Poklepová zkouška je nejefektivnější na voštinové konstrukci s tenkým potahem. Velké dutiny mohou být detekovatelné i pod tlustším potahem. Na pevné laminátové struktuře by se poklepová zkouška měla používat obezřetně.

Poklepová zkouška je vhodná pro použití při malých opravách, ale je nutno věnovat pozornost rozlišení zvuku vyvolaného spoji potahu, konzervovanými plochami, zdvojenými vrstvami, povrchovému složení a dalším vlastnostem ovlivněným opravou.

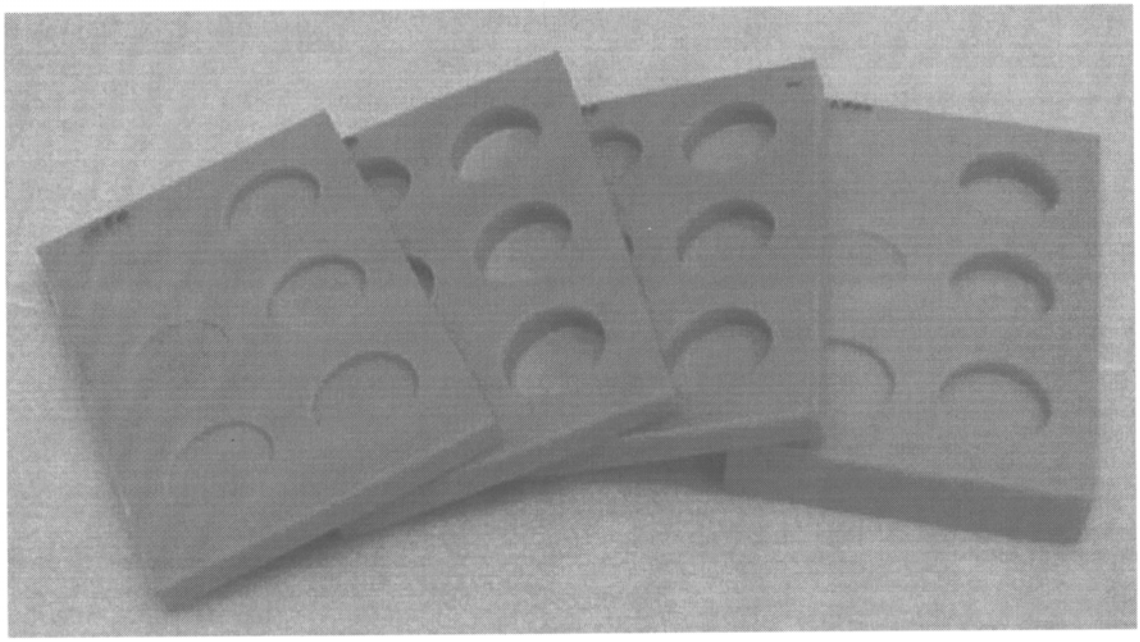
2.4 Některé další možnosti aplikace ultrazvukových metod

- Hodnocení orientace vláken technikou zpětného rozptylu
- Hodnocení obsahu pórů na základě změny útlumu nebo rychlosti šíření ultrazvukových vln
- Hodnocení únavového poškození struktury prostřednictvím změny útlumu
- Hodnocení poškození dopadem měřením útlumových změn

3. Referenční měrky pro hodnocení vad

Pro výchozí kalibraci citlivosti a hodnocení poškození kompozitů se skelnými nebo uhlíkovými vlákny a voštinových konstrukcí akustickými metodami (ultrazvukovou, rezonanční a poklepovou) je nutno použít referenční měrky s uměle vytvořenými vadami.

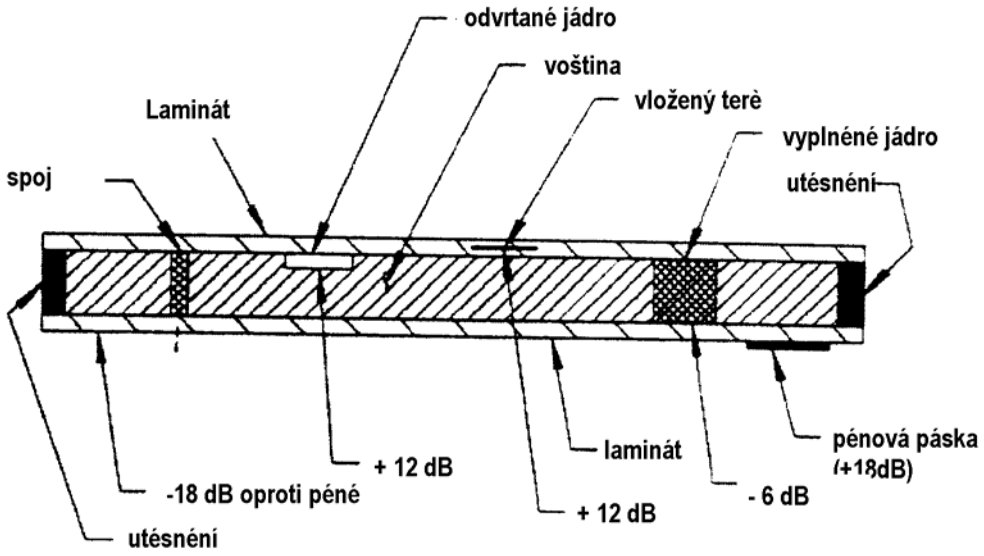
Měrky pro kontrolu kompozitových dílů mají tvar plochých desek různé tloušťky s vývrty s plochým dnem různé hloubky. Nejvhodnějším materiálem pro výrobu referenčních měrek je fenolová pryskyřice (G11 Phenolic), jejíž akustické vlastnosti (rychlost šíření, akustická impedance a útlum) leží uprostřed mezi uhlíkovými a skelnými lamináty. Na *obr. 8* je vzhled tohoto typu měrek.



Obrázek 8 Referenční měrky G 11 (STD – 1 až 4)

Tloušťky desek jsou odstupňovány od 12,7 mm do 25 mm s tloušťkami stěny v místě vývrtu od 0,18 mm do 22,8 mm.

Pro kontrolu voštinových konstrukcí ultrazvukovou průchodovou metodou byla navržena referenční měrka s různými typy uměle vytvořených vad (*obr. 9*).



Obrázek 9 Referenční měrka pro hodnocení vad voštinové konstrukce

Tato měrka je určena pro průchodovou techniku s vazbou vodním sloupcem.

Kriteria přípustnosti jsou uvedena v následující tabulce č. 1.

Vztahují se k uměle vytvořeným vadám v referenčních vzorcích voštinových konstrukcí znázorněných na obrázku. Každá umělá vada je definována velikostí útlumových ztrát v porovnání s místem bez vady.

Tabulka č. 1 Kriteria přípustnosti pro různé typy referenčních vad v měrce. (platí pro průchodovou techniku 1 MHz)

Typ referenční vady	**Kriterium přípustnosti**
Vložený terč (delaminace mezi vrstvami)	Ztráta útlumem na terči musí být nejméně o 12 dB větší než v oblasti bez vady
Odvrtaná oblast jádra (Nespojení)	Útlum na obrobené části jádra musí být nejméně o 12 dB větší než útlum v oblasti bez vad
Vyplněné jádro	Ultrazvukový útlum ve vyplněné oblasti jádra musí být nejméně o 6 dB menší než útlum v oblasti bez vad
Oblast bez vad	Útlum v oblasti bez vad musí být nejméně o 18 dB nižší než útlum v pěnové pásce referenční měrky

Referenční měrky musí být certifikovány s použitím ultrazvukové průchodové techniky. Každá vada v referenčním vzorku odpovídající hodnotou útlumu, určenou průchodovou technikou. Materiál měrky musí splňovat následující požadavky:

Ultrazvukové indikace mimo oblast vad nesmí být na větším průměru než 12,7 mm. Ultrazvuková indikace je oblast s útlumem, který je nejméně o 6 dB větší než útlum sousední oblasti bez vad. Vícenásobné indikace musí být vzájemně vzdálené nejméně o 25 mm. V oblasti vzorku bez vad mohou být maximálně tři odlišné indikace. Jestliže jsou na vzorku více než tři oblasti s odchylkou 6 dB nebo více, měrka se vyřadí. Polohy všech těchto UT indikací musí být trvale vyznačeny na měrce jako oblasti nevhodné pro kalibraci. Jestliže některé UT indikace v oblasti bez vad přesahují 18 dB, vzorek musí být vyřazen

Jak je zřejmé z tabulky 1, oblasti s vyrobenými vadami by měly vyvolávat ztráty útlumem nejméně o 12 dB vyšší, než oblasti bez vad. Jednotlivé oblasti bez vad, obklopující vyrobené vady, které vyvolávají útlum menší než 12 dB, ale větší než 3 dB, nesmí přesahovat 20 % rozměru vady.

Preferované typy akustických metod s ohledem na možnost zjištění základních typů vad jsou uvedeny v Tabulce 2.

Tabulka č.2: Preferované metody pro detekci různých typů vad

Vada/metoda	**LFBT**	**HFBT**	**PEUT**	**TTU**	**MIA**	**Tap test**	**IR**
delaminace na horní straně	4	2	2	1	3	5	
nespojení na horní straně	3	▪	▪	1	2	4	
delaminace na spodní straně				1			
nespojení na spodní straně	2			1	▪		
delaminace ve vrstvě laminátu	▪	2	2	1	▪	▪	
nespojení mezi potahem a zalitím		2	2	1	2	3	
nespojení potah-pěna					1	2	
vniknutí kapaliny			2				1
nespojení přepážky	2			1			
nespojení potah-potah	3	2	2	1	3	4	

Poznámky:

Delaminace = oddělení vrstev laminátu nebo vrstev potahu

Nespojení = oddělení potahu od jádra nebo pěnové výplně

Číselné kódy:

1 = přednostní metoda

5 = nejméně preferovaná metoda

bez údaje = nevhodné

▪ = omezené použití

Význam zkratek použitých metod:

LFBT – nízkofrekvenční Bondtester < 100 kHz

HFBT – vysokofrekvenční Bondtester > 100 kHz

PEUT – impulzová ultrazvuková technika

TTU – průchodová ultrazvuková technika

MIA – analyzátor mechanické impedance (Bondtester)

IR – termografické zkoušení

4. Hodnocení provozního poškození a výrobních odchylek

a) Vizuální hodnocení poškození

Při desetinásobém zvětšení a dobrém osvětlení mohou být zjištěny rohové trhliny a delaminace. Kompozity ze skelných vláken musí být vždy zkoušeny při silném světle (průchodem nebo pod úhlem k povrchu) před aplikací nátěru nebo zakrytím. Je možno rozlišit porozitu, nespojení a delaminace.

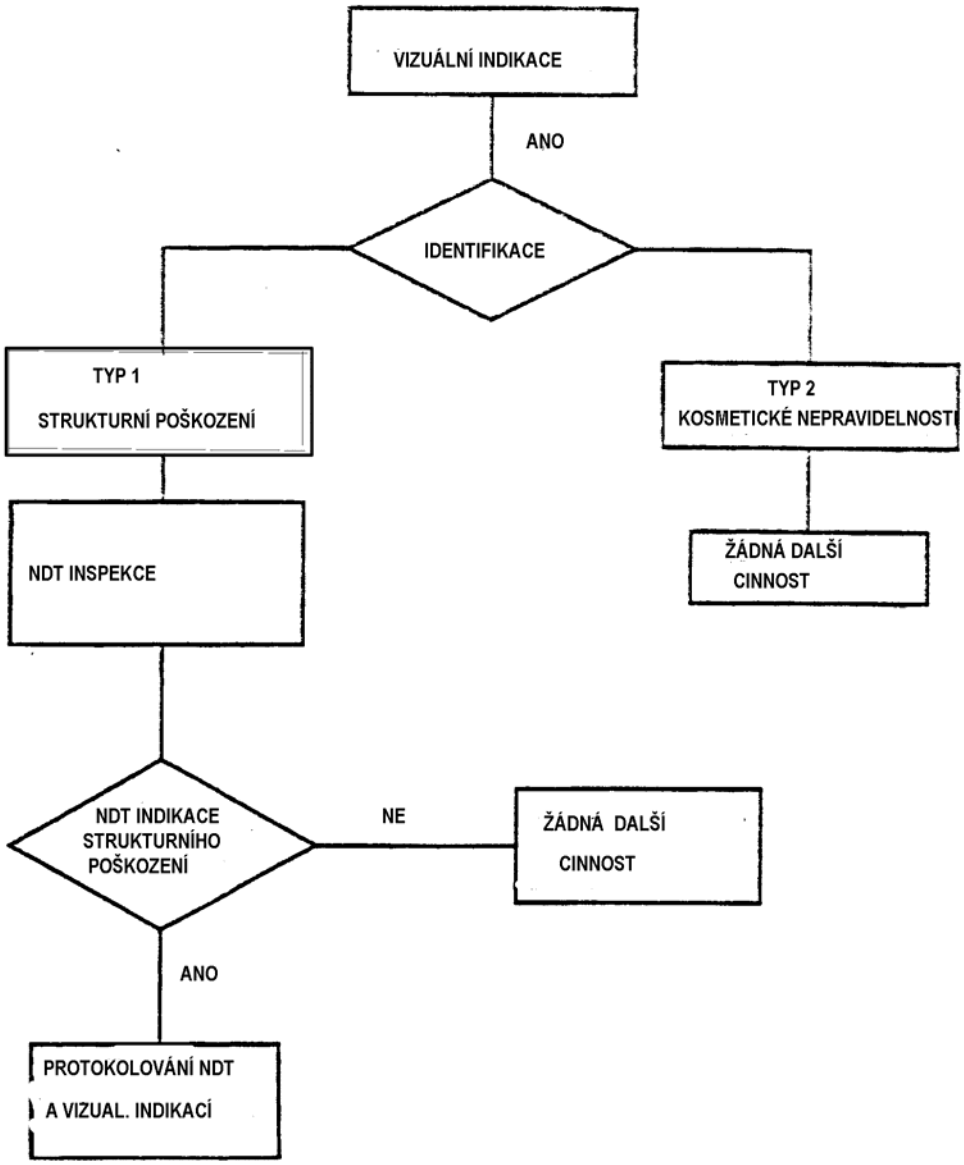
b) Inspekční postup

Použije se vhodné osvětlení a je-li třeba deseti násobné zvětšení a provede inspekce podezřelé oblasti se zaměřením na vizuální indikace.

S použitím vývojového diagramu na *obr. 10* se klasifikují indikace na typ 1 nebo typ 2

c) Kriteria přípustnosti

Kriteria přípustnosti pro jednotlivé typy letounů, směrodatná pro uživatele, jsou obsažena v příslušných uživatelských manuálech



Obrázek 10 Vývojový diagram inspekce

5. Využití ultrazvukových metod v rámci projektu „křídlo"

V průběhu řešení projektu byly zkoušeny ultrazvukem:

- jednotlivé komponenty pro výrobu křídel (žebra, stojiny, horní a dolní potahy, stěny);
- lepené spoje na hotových křídlech.

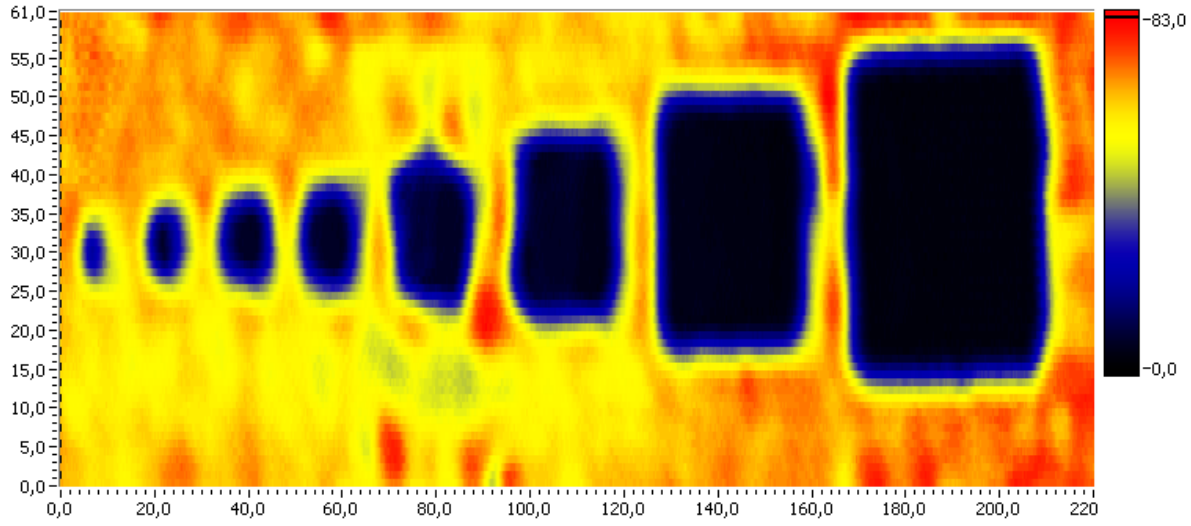
Jednotlivé komponenty byly zkoušeny průchodovou metodou buď kontaktně nebo s vazbou vodním sloupcem.

U hotových křídel byla kontrola zaměřena na hodnocení kvality lepených spojů. K tomuto účelu byla použita rezonanční nebo sondikátorová metoda, případně doplňkově kontaktní odrazová metoda.

5.1 Návrh a výroba referenčních měrek

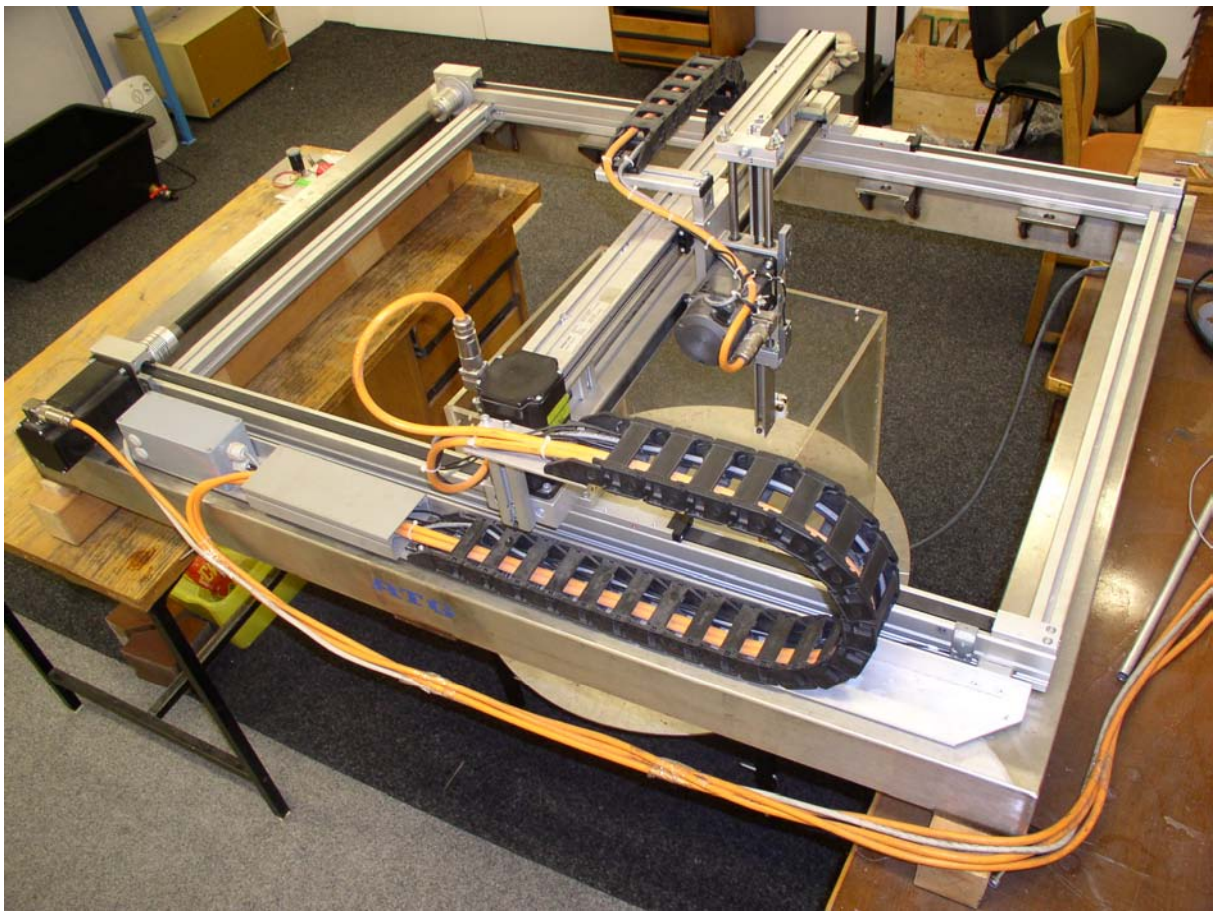
Pro kalibraci citlivosti ultrazvukové kontroly byly vyrobeny referenční měrky z voštinové konstrukce s vloženými separátory různých rozměrů.

Na **obr. 11** je uveden záznam referenční měrky s odstupňovanou velikostí separátorů získaný průchodovou metodou při C-zobrazení.



Obr.11 Referenční měrka (C-zobrazení)

Použité skenovací zařízení je na **obr. 12**



Obr. 12 Skenovací manipulátor

Experimentálně bylo ověřeno, že při průchodové metodě zkoušení (vazba vodním sloupcem) dochází na separátoru o rozměru 9 x 9 mm k poklesu signálu o cca 14 dB, který je již spolehlivě detekovatelný.

Při rozměru separátoru větším než 15 x 15 mm je průchodový signál prakticky zcela odstíněn.

Z toho vyplývá, že ultrazvukovou průchodovou metodou jsou spolehlivě zjistitelné vady typu delaminace o rozměrech 9 x 9 mm případně již od 6 x 6 mm, kdy pokles průchodového signálu je méně výrazný (- 8 dB), ale pro detekci ještě postačující.

Pro kontrolu kvality lepených spojů rezonanční nebo sondikátorovou metodou byla vyrobena serie referenčních měrek, obsahující vzorky lepených spojů všech kombinací tlouštěk použitých na konstrukci křídla.

5.2 Vývoj zkušebního zařízení pro průchodovou metodu s vazbou vodním sloupcem.

Pro zkoušení jednotlivých komponent křídla bylo vyrobeno zkušební zařízení, sestávající z posuvných držáků trysek s přívodem vody a regulací tlaku a přípravku pro upnutí a posuv zkoušených dílů.

S použitím tohoto zařízení bylo možno skenovat i rozměrné díly v požadovaném rozsahu.

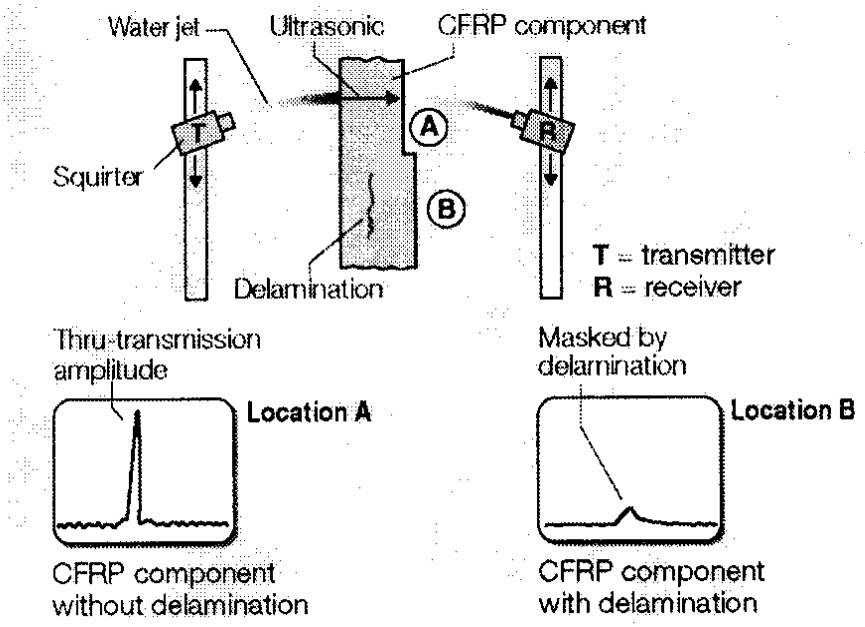
V průběhu vývoje bylo ověřováno několik typů trysek pro vytvoření vodního sloupce. Nejlépe se osvědčilo provedení trysky s větším objemem vnitřního prostoru, který umožňuje vznik ustáleného proudění. Vodní sloupec, který se vytvoří mezi vysílací a přijímací sondou působí jako vlnovod. Přítomnost bublin a nestabilní proudění vyvolává vznik rušivých signálů.

Experimentálně bylo ověřeno, že poloha zkoušeného dílu mezi tryskami ani kolmost vzhledem k dopadajícímu sloupci nemá zásadní vliv na amplitudu průchodového signálu.

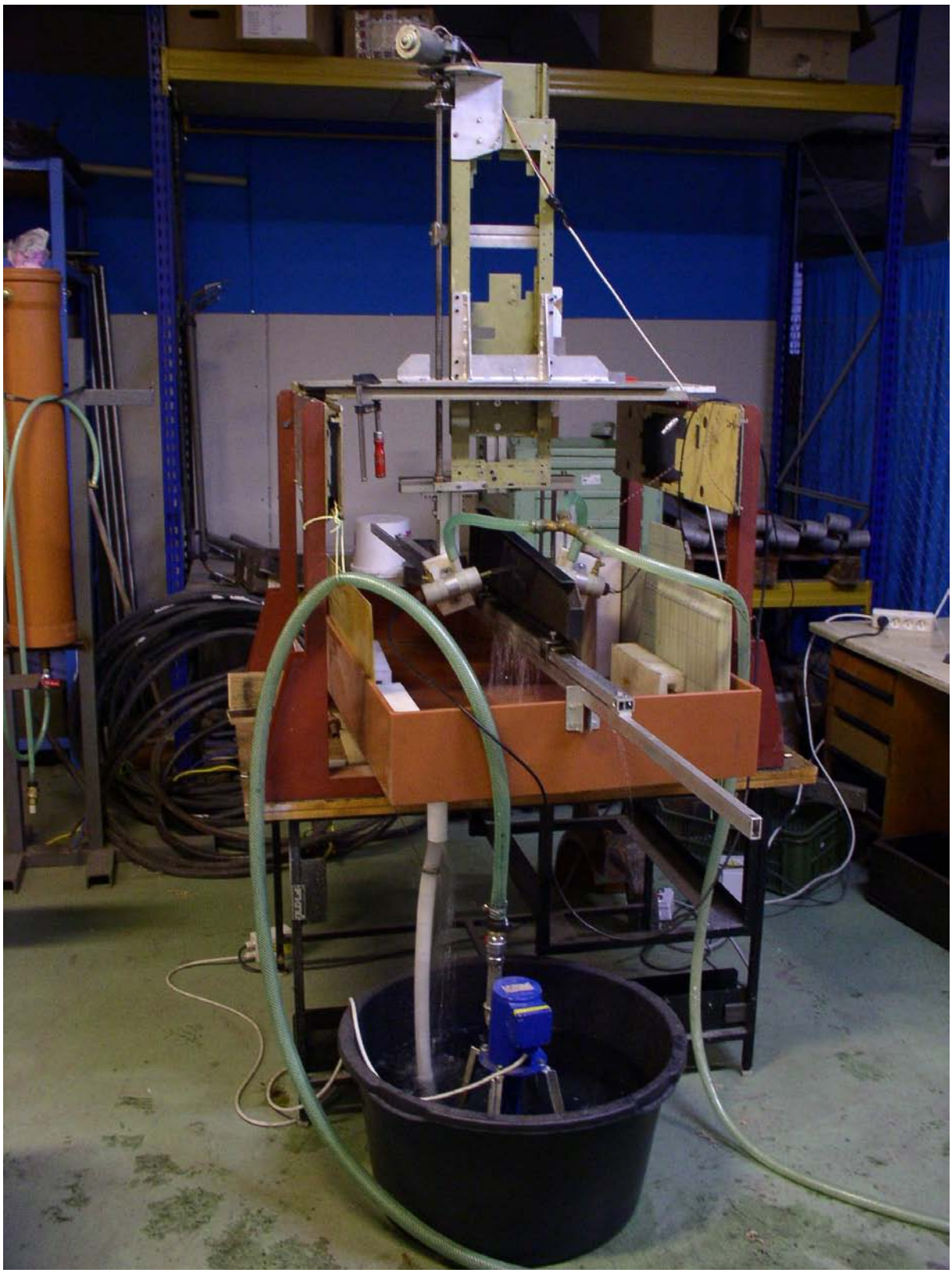
Výchozí nastavení sklonu trysek je nutno provést bez vloženého dílu tak, aby sloupec vody vytvářel spojitý oblouk. K tomu je nutno optimalizovat tlak přiváděné vody.

V průběhu zkoušení se sleduje amplituda průchodového signálu. Oblast zhoršené kvality spojení se projeví poklesem nebo ztrátou průchodového signálu.

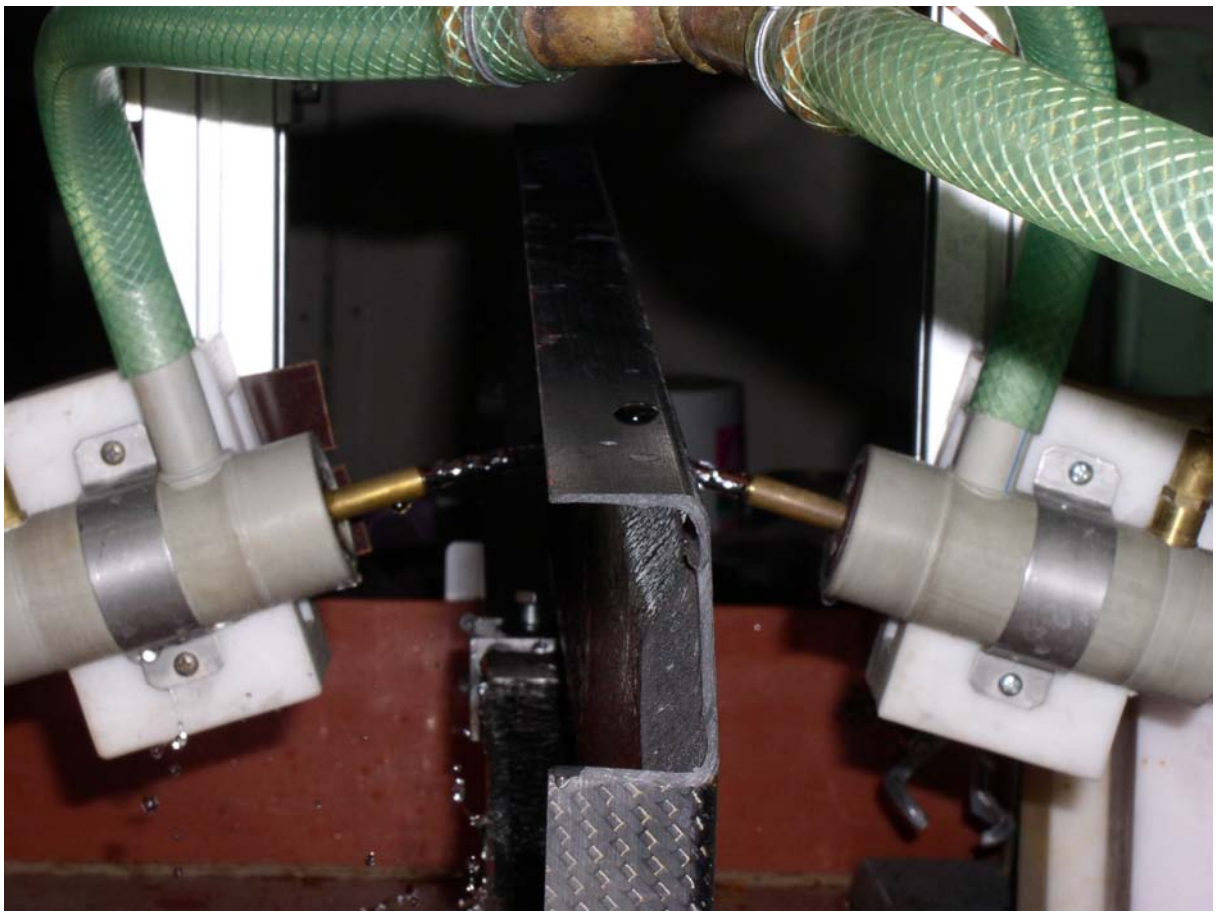
Princip metody je znázorněn na *obr. 13* a realizované zkušební zařízení na *obr. 14*. Detail provedení trysek je na *obr. 15*.



Obr. 13 Princip průchodové metody s vazbou vodním sloupcem (squiter)



Obr. 14 Celkový pohled na zkušební zařízení



Obr. 15 Detail provedení trysek

Závěr:

Příspěvek uvádí přehled hlavních akustických metod a jejich uplatnění při kontrole kompozitních dílů leteckých konstrukcí. Protože u leteckých konstrukcí se vyskytují různé kombinace materiálů a různé typy spojů, je nutno pro každý typ konstrukce vyvinout specielní zkušební postup. Výchozí kalibrace citlivosti zkušebního zařízení se proto vždy provádí na referenčních měrkách s uměle vytvořenými vadami.

Hranice od které je vada hodnocena jako nepřípustná musí být stanovena v příslušných normách a předpisech pro kontrolu.

Objektivitu kontroly a její produktivitu je možno zvýšit automatizací zkoušení a zpracování dat.

Při zkoušení rozměrných dílů kompozitních konstrukcí v rámci spolupráce na projektu „křídlo" se nejvíce uplatnila ultrazvuková průchodová metoda s vazbou vodním sloupcem.

Využití moderních optických metod pro měření deformací na kompozitových dílech

Ing.Václav Kafka, CSc., Ing. Stanislav Tománek (Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s.)

V článku jsou uváděny možnosti experimentální analýzy napětí se zaměřením na použití v případě kompozitních materiálů, jsou uváděna omezení klasických metod a jmenovány výhody moderních celoplošných metod měření napjatosti zatěžovaných objektů, které jsou používány na oddělení Výzkumu pevnosti útvaru Pevnosti letadel VZLÚ, a. s. Jedná se o metodu termoelastické analýzy napětí – SPATE 4000, fotogrammetrickou korelační metodu měření deformace – ARAMIS HS a ESPI systém Q-100.

Úvod

Metody experimentální analýzy napětí bez ohledu na měřený materiál ve většině případů vycházejí z měření deformací. Konvenční měření napjatosti používaná na kompozitových materiálech zejména lepené odporové tenzometry, extenzometry a diferenciální snímače (LVDTs). Výsledkem těchto měření jsou deformace a posunutí v jednom směru ve vybraných místech a měrných délkách, což představuje s tím spojené problémy:

- lepení tenzometrů (úprava povrchu, chybný směr nalepení);
- snímání extenzometrů před porušením zkušebního kusu aby nedošlo k jeho zničení;
- požadovaný kontakt s měřeným objektem;
- informace v jednom bodě;
- teplota objektu;
- kvalita povrchu.

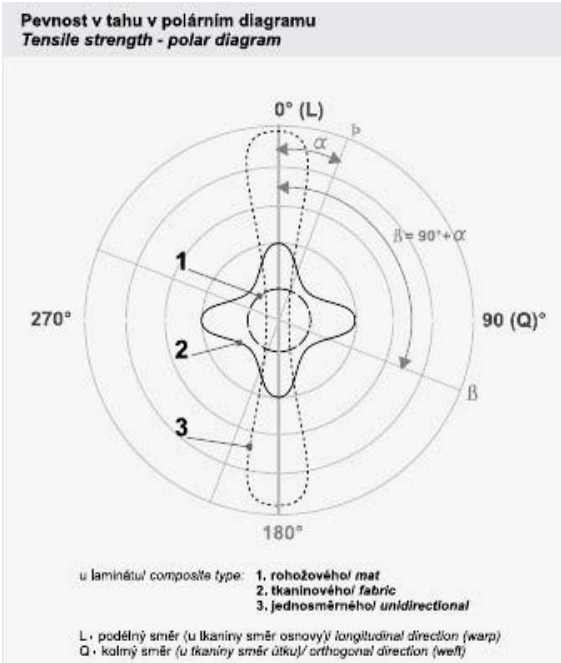
Charakteristickým rysem kompozitů v porovnání s homogenními materiály je jejich anizotropie – vlastnosti kompozitu silně závisí na směru uložení (orientaci) výztužných vláken. Tento jev dobře ilustruje i tzv. polární diagram pevnosti v tahu pro kompozit se základními typy výztuží, které reprezentují různou orientaci vyztužujících vláken (jednosměrnou výztuž, tkaninu s plátnovou vazbou a rohož) na obr. 1.

Měření v jednom bodě nemůže zachytit gradienty prodloužení a nemusí objevit kritická místa, zejména v případě nehomogenních a anizotropních materiálů. To je důvodem, proč metody celoplošného měření napjatosti nalézají čím dál větší využití jako nástroje vývoje a konstrukce. Další výhody se projevují v kompatibilitě formátu

výstupů měření s výsledky MKP analýzy. Rychlá kontrola naměřených dat s numerickou simulací nebo možnost snadná validace vyrobeného dílu s návrhovým modelem přináší značné snížení nákladů v rámci celého výrobního cyklu a zvýšení užitných vlastností výrobku.

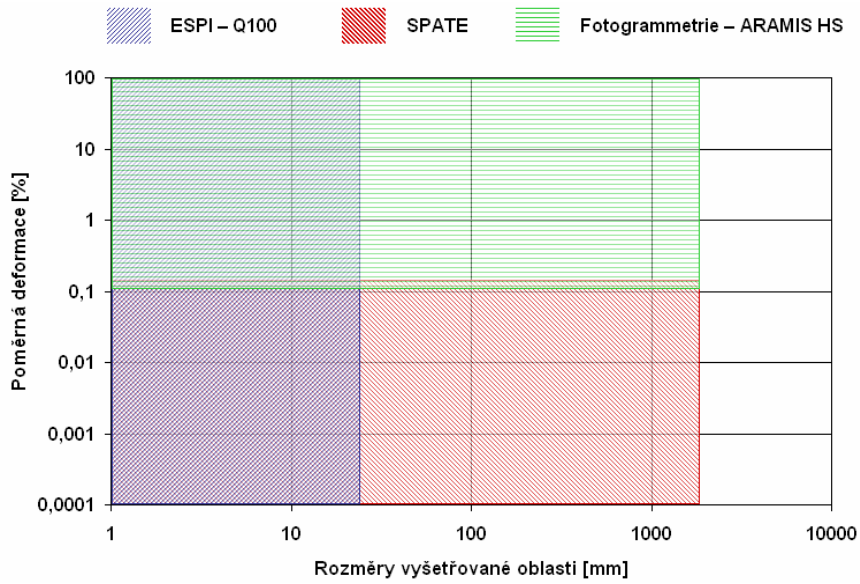
Na oddělení Výzkumu pevnosti letadel byly postupně uvedeny do provozu metody, které umožňují celoplošné stanovení napjatosti na povrchu zatěžovaných objektů:

- Termoelastická analýza napětí – přístroj SPATE 4000;
- 3D fotogrammetrická korelace (3D Digital Image Correlation System DIC) – přístroj ARAMIS HS;
- Elektronická korelační interferometrie (ESPI) – přístroj Q-100;



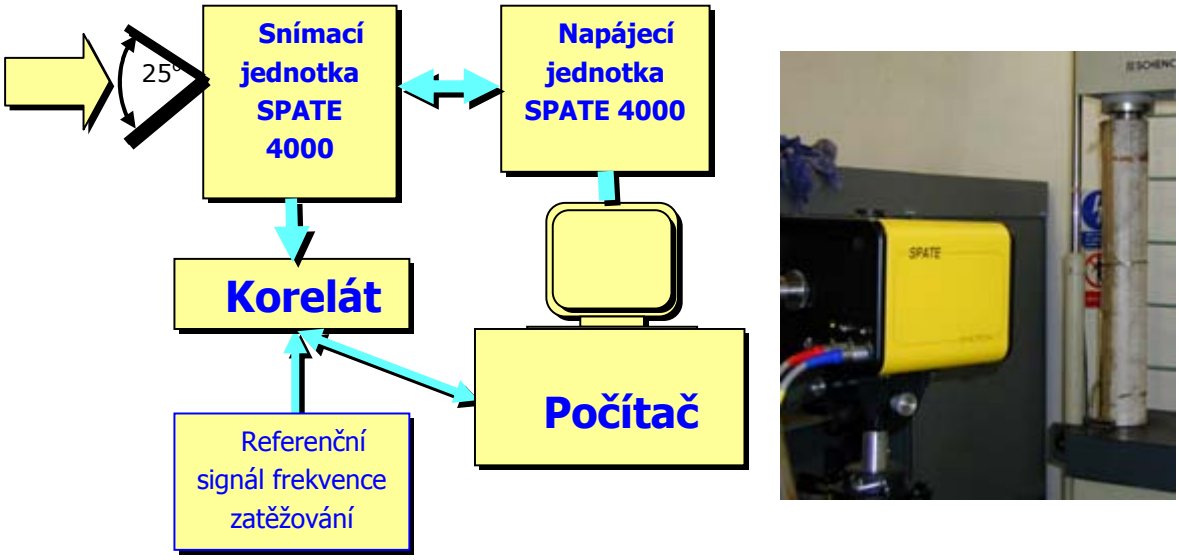
Obr. 1 Anizotropie kompozitových materiálů

Na obrázku 2. jsou pro porovnání uvedeny citlivosti a rozměry vyšetřovaných oblastí jednotlivých metod.



Obr. 2 Oblasti použitelnosti jednotlivých metod

Přístroj SPATE 4000 – termoelastická analýza napětí



Obr. 3 Schéma systému SPATE 4000 a snímací jednotka

Termoelastická měřící metoda je založená na fenoménu známém jako termoelastický jev (TE). V tělese podrobeném tahovým nebo tlakovým napětím v elastické oblasti (vyvolávajícím změny objemu) probíhá vratná přeměna mezi mechanickou a tepelnou formou energie [1], [2]. Za předpokladu dodržení adiabatických podmínek je vztah mezi vratnou změnou teploty lineární a odpovídá změně součtu hlavních napětí. Měřenou veličinou v této metodě je teplota měnící se úměrně zatížení objektu. Velikosti teplotních změn jsou řádově tisíciny stupně Celsia. Pro isotropní homogenní materiály platí vztah:

$$\Delta T = \frac{-\alpha T \Delta\sigma}{\rho C\sigma} = -K_m T \Delta\sigma$$

$\Delta\sigma$	(MPa)	Rozkmit součtu hlavních napětí v měřeném bodě, kladný směr je pro tah
ΔT	(K)	Rozkmit výsledné teplotní změny v měřeném bodě
T	(K)	Střední absolutní teplota v měřeném bodě
α	(K^{-1})	Lineární součinitel teplotní roztažnosti zkoušeného materiálu
ρ	($kg.m^{-3}$)	Hustota materiálu
C_σ	($J.kg^{-1}K^{-1}$)	Měrné teplo zkoušeného materiálu při konstantním napětí
Km	(Pa^{-1})	Termoelastická konstanta zkoušeného materiálu (= $\alpha.\rho^{-1}C_\sigma^{-1}$).

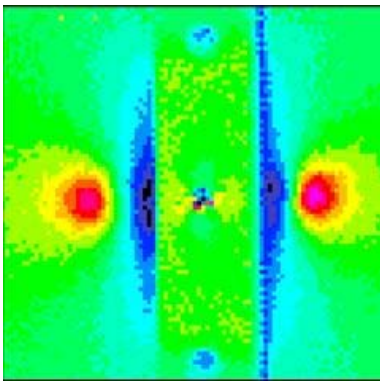
Většina strojírenských materiálů (např. kovy) má kladné hodnoty α a K_m. Při tahu jejich teplota klesá a při působícím tlaku jejich teplota stoupá. Guma, uhlíková vlákna a některé plasty mají záporné hodnoty α a K_m.

Technické údaje, [3]:

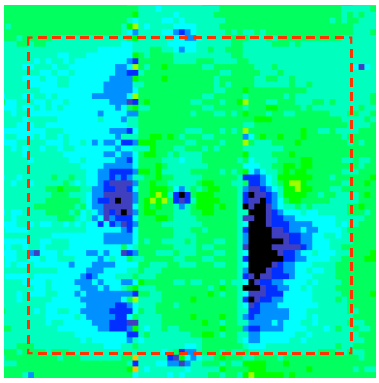
Citlivost:	1 MPa pro ocel, 0,4 MPa pro Al slitiny, 0,05 MPa pro epoxy
Skenování:	vybrané oblasti bod po bodu
Měřená oblast:	512 x 512 bodů
Zorný úhel:	25°
Vzdálenost:	0,2 – 5 m
Frekvence cyklic. zatěž.:	0,5 Hz – 50 kHz

Příkladem naměřených výsledků touto metodou může být zmapování napěťového stavu panelu a to především ovlivnění stavu napjatosti s existujícími poruchami (obr. 4a) nalepením kompozitových záplat [4]. Na obrázcích lze porovnávat napěťové mapy panelu bez záplaty a se záplatou při stejném zatěžování. Na detailních napěťových mapách okolí poruchy a příslušné záplaty ze strany podélníků je možno lépe pozorovat vliv nalepené záplaty na napjatost. Je patrné, že úroveň koncentrací na čelech trhlin významně poklesla. Na obr. 4b těsně před čelem trhliny bez záplaty byla změřena maximální hodnota napětí 35,5 MPa .

Obr. 4a Vzhled trhliny v potahu



Obr. 4b Napěťová mapa okolí trhliny bez záplaty



Obr.4c Napěťová mapa okolí trhliny se záplatou

V porovnání s regulární oblastí panelu tedy čelo trhliny reprezentuje koncentraci napětí α = 2,4. Maximální hodnoty napětí těsně před čelem trhliny se záplatou na obr. 4c jsou vlevo 16 MPa a vpravo 18,6 MPa. V porovnání s regulární oblastí panelu tedy čelo trhliny reprezentuje koncentraci napětí α = 2,4. Oblasti odlehčení v potahu

nad a pod trhlinou jsou překryty podélníkem. Ve zbylé oblasti pod záplatou je nižší úroveň napětí než mimo záplatu.

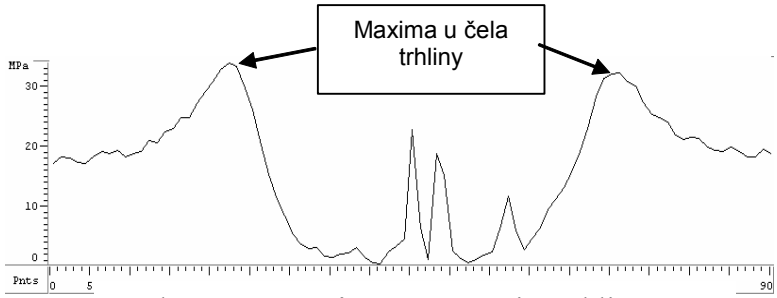
Uvedené hodnoty napjatosti lze získat i ve formě profilu napjatosti v řezu zde vedeném ve směru podél trhliny, jak je uvedeno na obr. 5a a 5b.

Měření přístrojem SPATE přináší kvalitativně vyšší přístup pro stanovení napjatosti zatěžovaných objektů:

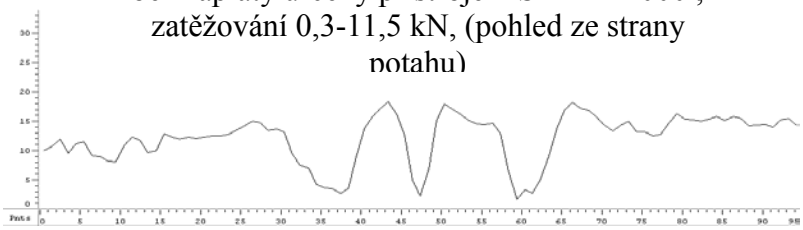
- možnost snadného stanovení celoplošného rozložení napjatosti měřené oblasti;
- lokalizace koncentrace napětí;
- možnost rychlého zjištění součtu hlavních napětí v libovolném bodě měřené oblasti;

Nevýhody měření skenováním jsou evidentní:

- Velmi dlouhé časy měření. Čas měření závisí na teplotní citlivosti a plošném rozlišení analyzované oblasti objektu a je obvykle 0,1 – 1 sec. pro každý pixel. Měření snadno zabere několik hodin.
- V neposlední řadě, objekt musí být zatěžován harmonicky aby bylo dosaženo napětí stejného typu a amplitudy pro každý měřený bod objektu.
- Platnost metody je omezena pouze na elastickou oblast.



Obr. 5a – Napěťový řez v rovině trhliny V1 bez záplaty určený přístrojem SPATE 4000 , zatěžování 0,3-11,5 kN, (pohled ze strany potahu)



Obr. 5b – Napěťový řez v rovině trhliny V1 se záplatou určený přístrojem SPATE 4000, (pohled ze strany podélníků), zatěžování 0,3-11,5 kN

Přístroj ARAMIS HS – 3D fotogrammetrická korelace (DIC)

Technická data přístroje, [5]:

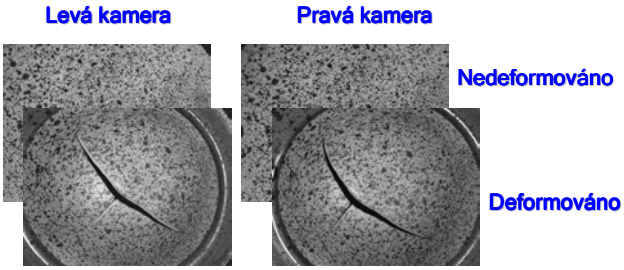
Rozměry vyšetřovaného 3D prostoru:	min. 25 x 20 x 15 mm^3
	max. 1,7 x 1,4 x 1,4 m^3
Měřicí rozsah:	od 0,1 do 100 % poměrné deformace
Frekvence snímkování:	485 Hz při rozlišení 1 280 x 1 024 pixelů
Výsledky měření:	Posuvy ve směrech x, y, z
	Deformace εx, εy, εz, γxy
	Hlavní a vedlejší deformace ε_1, ε_2

Obr. 6 Uspořádání měřícího systému ARAMIS HS

Systém ARAMIS je optický měřicí systém pro bezkontaktní měření deformací. Princip měření je založen na fotogrammetrické korelaci zobrazení. Přístroj umožňuje stanovit deformaci materiálu na základě posunutí bodů povrchu materiálu mezi referenčním – nezatíženém stavu a stavu při zatěžování při téměř libovolném počtu kroků. K tomuto účelu je vybaven dvěma kamerami, které snímají povrch tělesa ze dvou směrů, prováděné měření tak probíhá ve 3D souřadnicích. Navíc jsou kamery osazeny CMOS čipy, které dovolují snímání rychlé sekvence snímků (ARAMIS HS – High Speed). To předurčuje využití systému především pro měření rychlých dějů rázových zkoušek, rychlého deformačního zatěžování, ale sytém lze používat i pro statické zatěžování.

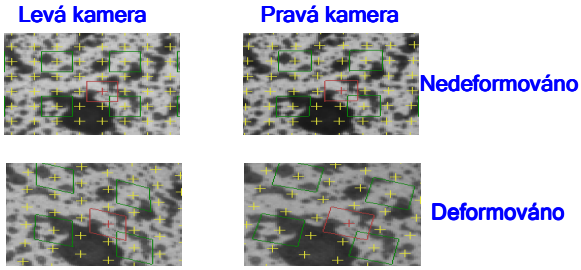
V prvním kroku se definují fasety na zobrazení původního stavu. Potom se, pro každý krok zatížení přesně vypočítají 3D souřadnice těchto faset na povrchu měřeného objektu s použitím fotogrammetrických principů. Na základě těchto souřadnic je přesně vypočteno posunutí, prodloužení a tvar s vysokým rozlišením. Výsledky mohou být uvedeny v grafických formátech TIFF nebo JPEG a dále mohou

být exportovány v uživatelsky definovaném ASCII formátu pro další zpracování. Celý postup v sedmi krocích je ilustrován obrázky 7 až 13.



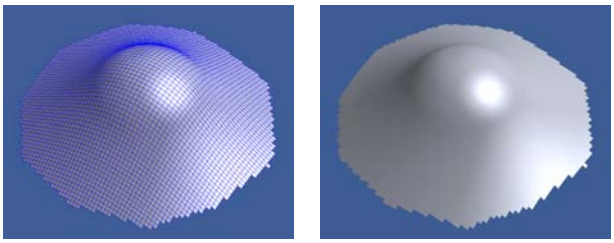
Obr. 7 Krok 1

Sejmutí snímků



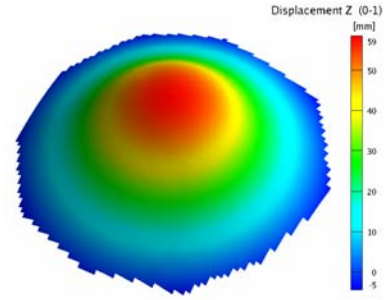
Obr 8. Krok 2

Zpracování obrazu



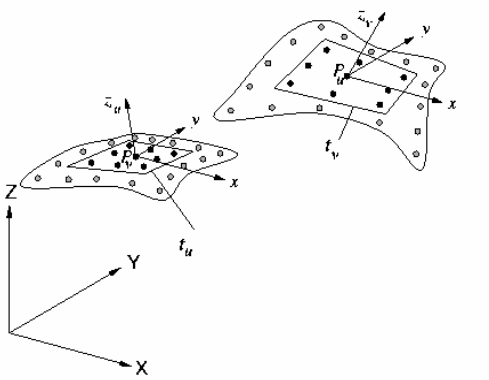
Obr. 9 Krok3

3D souřadnice Souřadnice zobrazení Fotogrammetrie



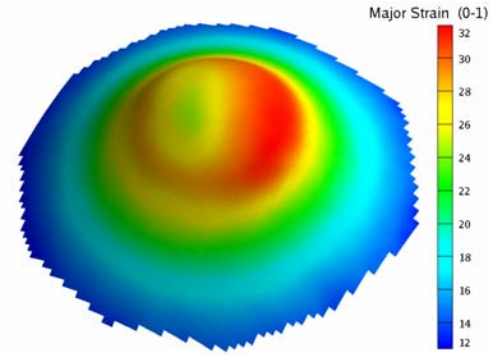
Obr. 10 Krok 4

3D posunutí faset



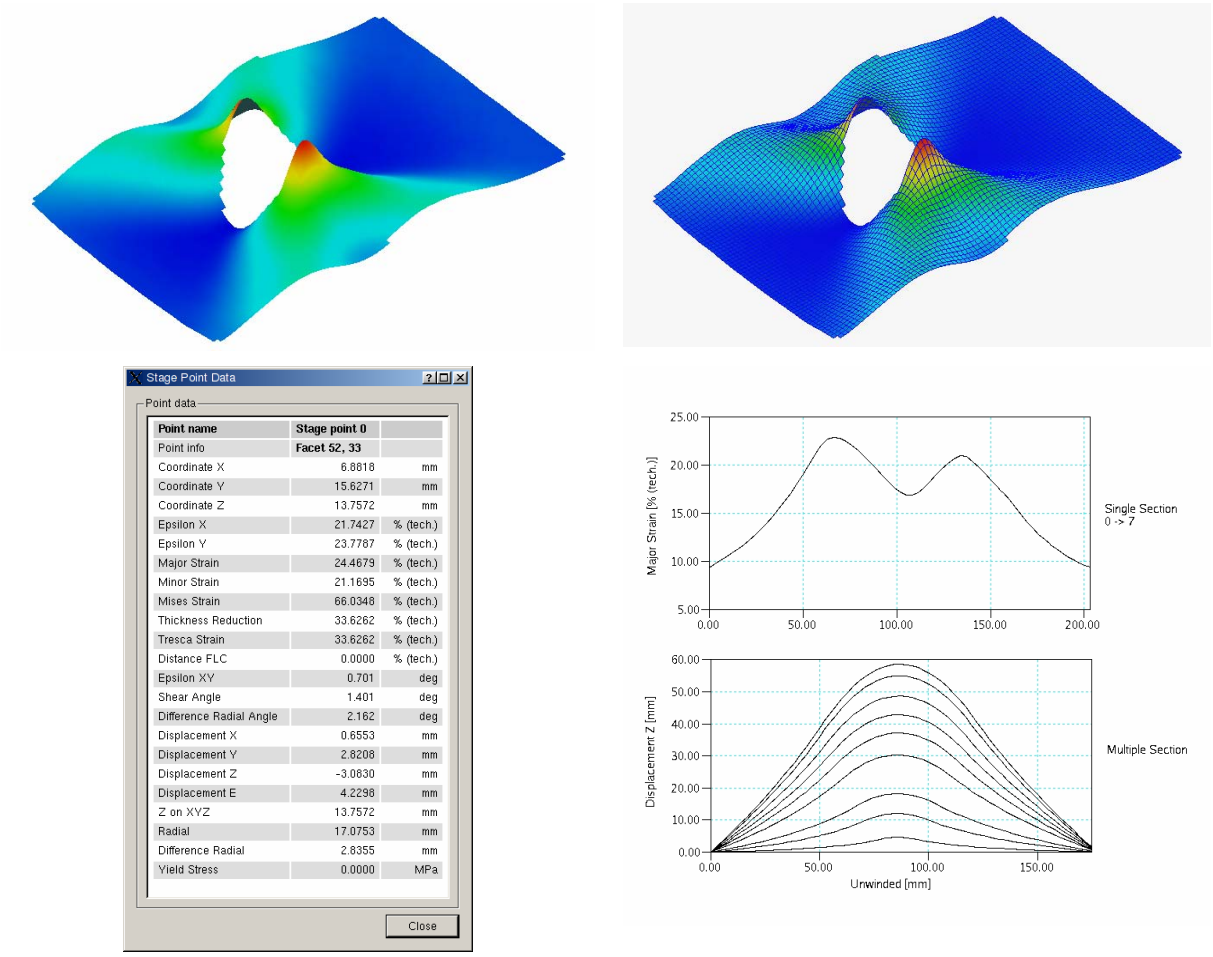
Obr. 11 Krok 5

- Výpočet tensoru rovinné deformace
- Tečná rovina pro každý 3D bod
- Transformace sousedních bodů do tečné roviny



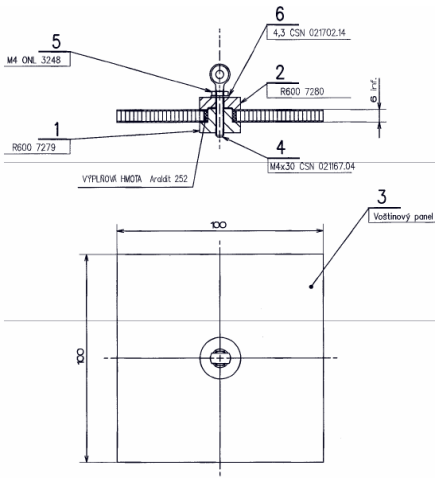
Obr. 12 Krok 6

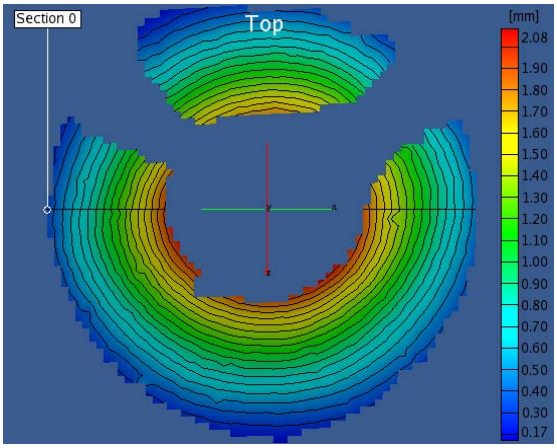
- Tenzor deformace
- Hlavní a vedlejší deformace
- Deformace v X, Y, smyková deformace
- Zmenšení tloušťky

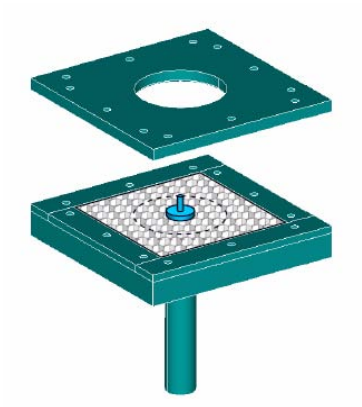


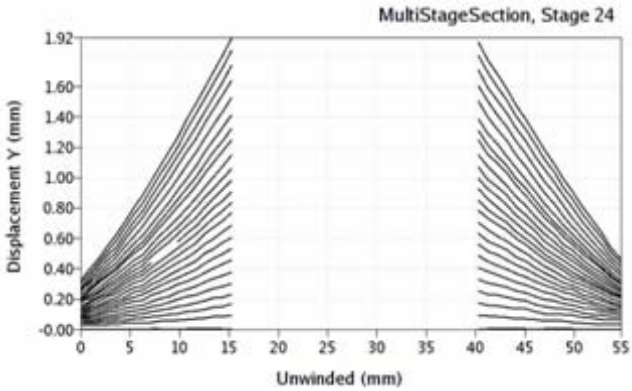
Obr. 13 Krok 7 – Výsledky, 3D Vizualizace
Profily ve 2D diagramu – Bod v čase, Statistika, Export

Na obr. 14 až 16 jsou uvedeny příklady naměřených výsledků. obr. 14 uvádí uspořádání zkoušky vytrhávání úchytu ukotveného ve voštinovém panelu a výsledky ve formě celkové mapy posunutí při maximálním zatížení (2,4 kN), průběhy posunutí podél příčného řezu a tabulku maximálních posunutí pro jednotlivé úrovně zatížení [6]. Na Obr. 15 je uspořádání zkoušky kompzitového křidélka. Měření bylo realizováno na stojině náběžné části kompozitového křidélka letounu L159, které bylo zatěžováno kroutícím momentem [7]. V každé zatěžovací hladině byly snímány body ve vyznačených oblastech. Na obrázku 15 jsou dále výsledky opět ve formě barevné mapy posunutí před porušením dílu a profil hodnot posunutí podél levého svislého okraje měřené oblasti pro postupně zvyšované úrovně zatížení.



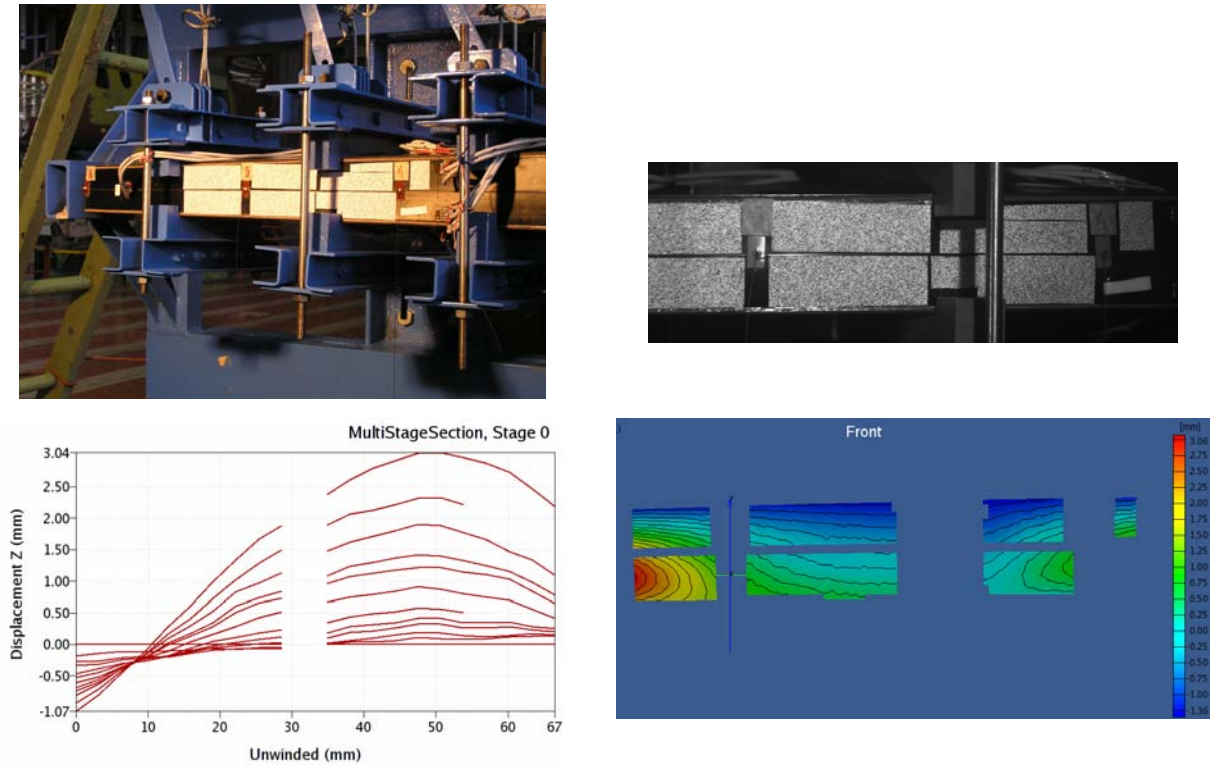






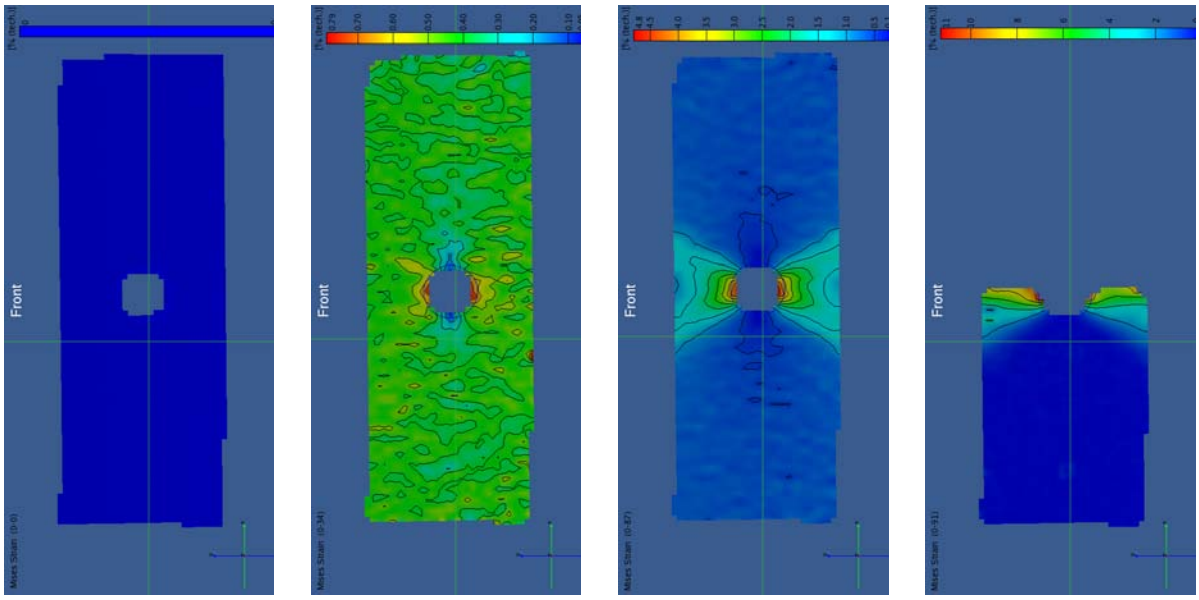
Působící síla [N]	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100	1200
Max, posunu [mm]	0,000	0,095	0,170	0,255	0,332	0,407	0,490	0,560	0,633	0,710	0,780	0,850
Působící síla [N]	1300	1400	1500	1600	1700	1800	1900	2000	2100	2200	2300	2400
Max, posunu [mm]	0,930	1,000	1,070	1,150	1,250	1,300	1,420	1,500	1,650	1,700	1,840	1,920

Obr. 14 Měření deformace voštinového panelu při vytrhávání úchytu



Obr. 15 Měření deformace části kompozitového křidélka

Na obr. 16 je sekvence snímků deformačního pole vzorku při postupně narůstajícím zatížení až do poruchy vzorku s cílem ilustrovat možnosti této metody při záznamu vývoje napjatosti během rychlých dějů. Max. frekvence snímkování je 485 snímků za vteřinu při rozlišení 1 280 x 1 024 pixel.



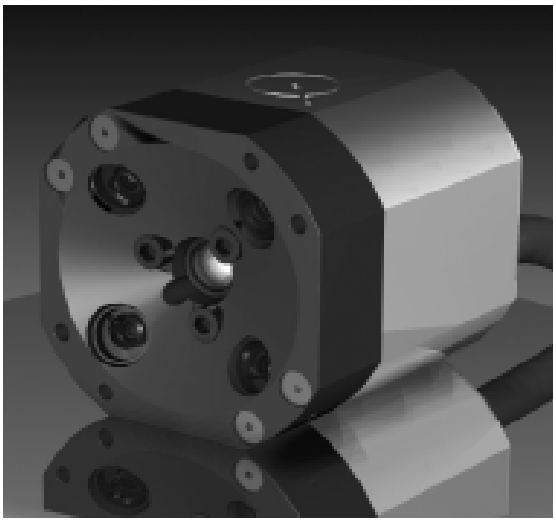
Obr. 16 Nárůst redukované deformace během tahové zkoušky

Laserová interferometrie – ESPI Přístroj Q-100

ESPI (Electronic Speckle Pattern Interferometry) – Elektronická interferometrie koherenční zrnitosti

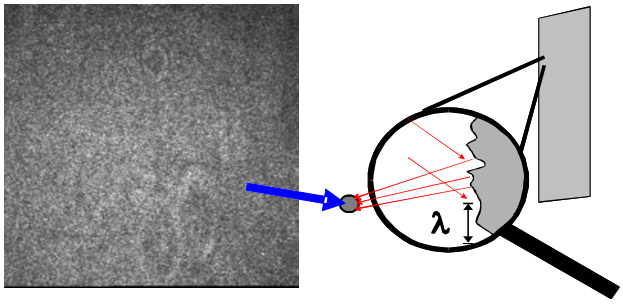
Technická data přístroje, [8]:

Deformace:	0,03 až 0,1μm
Poměrná deformace:	5×10^{-6} až 20×10^{-6} [1]
Rozměry vyšetřované oblasti:	35×25 mm^2
Rozlišení:	0,5 mm
Výstupy z měření:	Plošná data složek deformací a napětí
	Hlavní napětí a deformace
Formáty dat:	TIFF, ASCII, Windows metafile, VRML



Obr. 17 Snímací hlavice přístroje Q-100

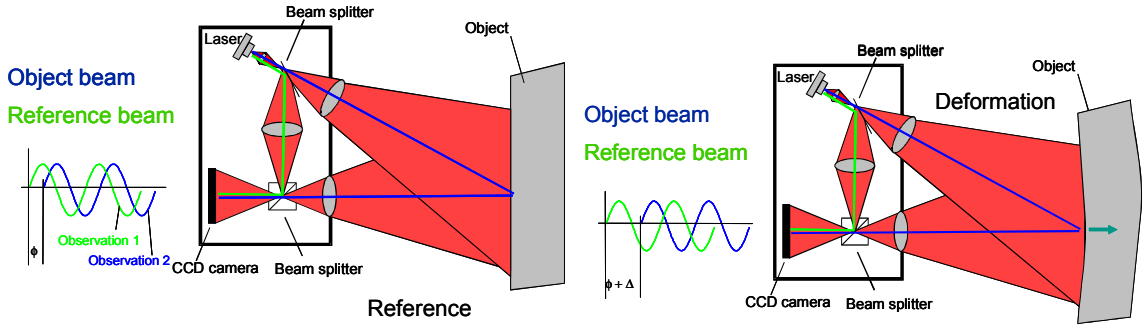
Koherenční zrnitost je zvláštní jev, který vzniká při odrazu koherentního světla (např. z laseru) od drsného předmětu (viz obr. 18) nebo při jeho průchodu fázovým předmětem. Tento jev je výsledkem mnohosvazkové interference velkého počtu elementárních koherentních světelných svazků záření generovaných bodovými zdroji, které tvoří drsný povrch předmětu (při odrazu) nebo vznikajících rozptylem na náhodně rozložených rozptylujících částicích (při průchodu). Vzniklé intenzitní pole si lze představit jako náhodné seskupení světlých a tmavých skvrnek



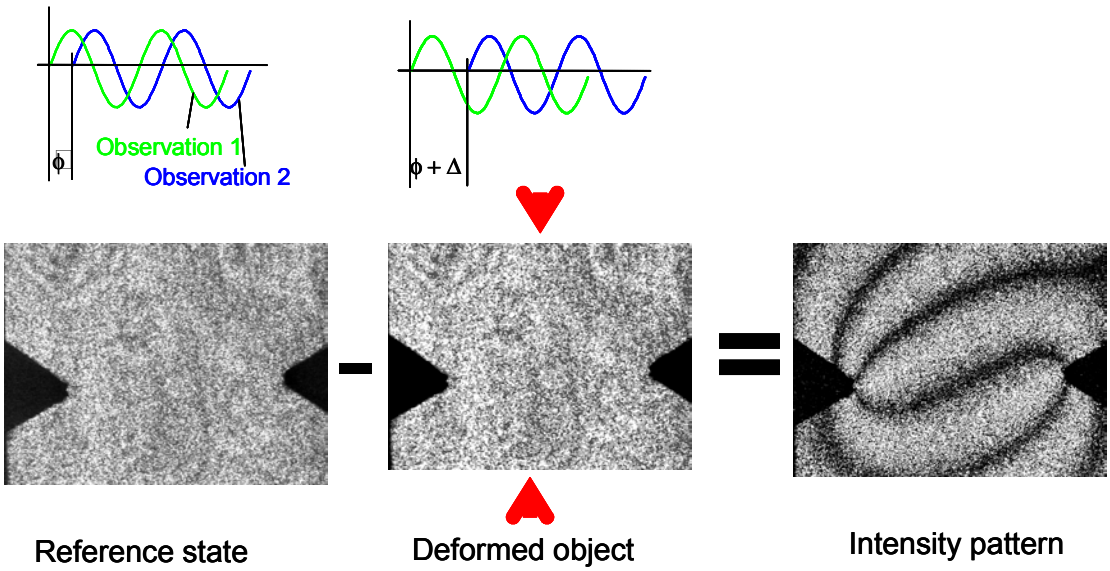
Obr. 18 „SpecklePattern" – koherenční zrnitost

Struktura koherenční zrnitosti má náhodný charakter a lze ji tedy popsat metodami matematické statistiky. Jestliže je předmět s difúzně odrazným povrchem generující pole koherenční zrnitosti posunut, či deformován, pole koherenční zrnitosti se v rovině pozorování pohybuje a částečně mění svoji strukturu. Z posuvu pole (a tedy i struktury) lze potom zpětně vyhodnotit informaci o stavu povrchu předmětu. Stav deformace elementární plošky povrchu předmětu může být popsán pomocí tenzoru deformace. Posuv pole (a tedy i struktury) koherenční zrnitosti je možné reprezentovat polohou maxima funkce vzájemné korelace dvou intenzitních množin zaznamenaných v rovině pozorování před a po změně stavu předmětu. Z těchto relací mohou být určeny jednotlivé složky tenzoru deformace. Princip metody je uveden na obr. 19 a 20.

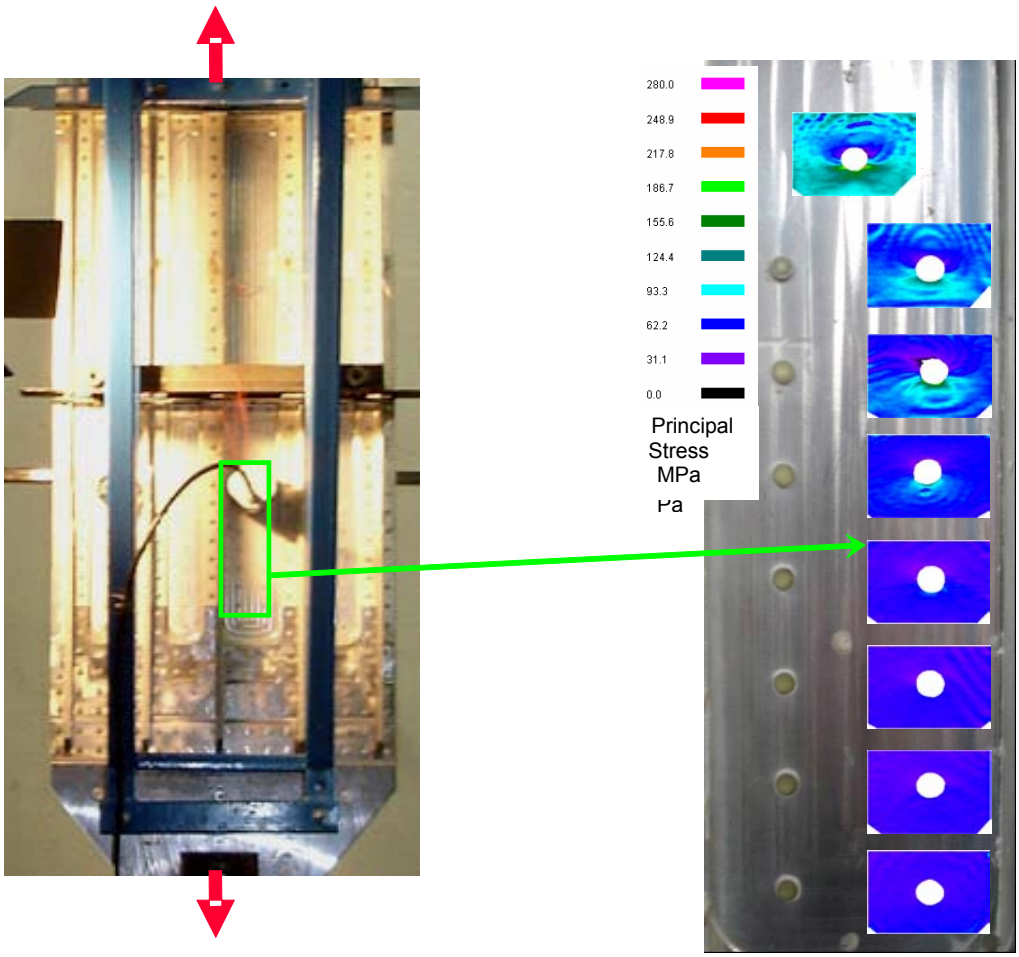
Tato metoda je na našem oddělení krátkou dobu a proto je uváděn příklad jejího použití pouze na duralovém panelu [9], obr. 21, ale pro měření na kompozitech je také použitelná. Z uváděných technik má největší citlivost a nedostatek malé měřené oblasti lze velice dobře eliminovat postupným měřením více přilehlých oblastí vzhledem k jednoduchosti instalace hlavice a vlastního měření. Výsledky lze opět prezentovat v grafické formě i číselně ve formátech uváděných v technických datech.



Obr. 19 Schématické znázornění metody ESPI



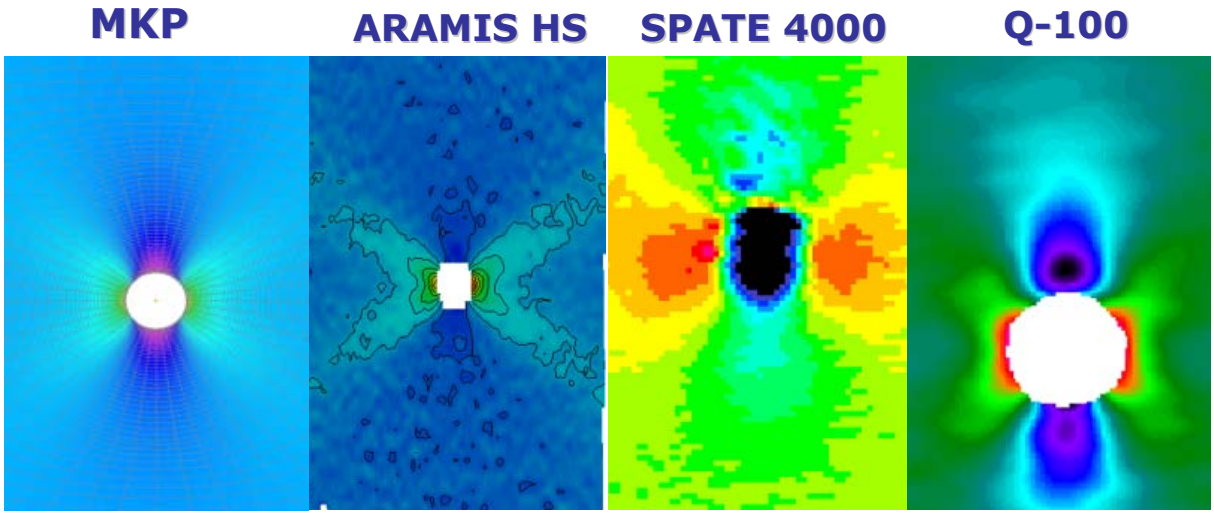
Obr. 20 Vzhled měřené oblasti při jednotlivých krocích měření



Obr. 21 Příklad výsledků metody ESPI

Závěr

Z krátkých popisů jednotlivých metod a uvedených příkladů výsledků měření lze získat názor o možnostech použití jednotlivých metod pro odpovídající případy statického i dynamického zatěžování. Pro ilustraci je na obr. 22 uvedeno porovnání výsledků měření všech popisovaných metod s výpočtem metodou konečných prvků. Předností těchto metod před měřením v jednom bodě je možnost zachycení gradientů napjatosti a odhalení kritických míst i v případě nehomogenních a anizotropních materiálů. Metody celoplošného měření napjatosti lze s úspěchem používat ve stádiu vývoje a konstrukce pro ověřování a iteraci modelů v analýze konečných prvků, ale i ve výrobě jako prostředek vyrobených dílů, což přináší i značný finanční efekt.



α = 3.00 α = 2.95 α = 2.98 α = 2.98

Obr. 22 Porovnání výsledků měření jednotlivých metod s výpočtem metodou konečných prvků

Literatura:

[1] Thomson W. (lord Kelvin): J. Math 1855, reprinted in Phil Mag, 4-27, 1978.

[2] Cox L. J.,Holbourn P. E., Oliver D. E., Webber J. M. B.: Poc. Gesa Conf., May 1982.

[3] Technická dokumentace SPATE 4000, fa OMETRON,1998.

[4] Kafka V.: Experimentální analýza panelu s trhlinami opravenými pomocí kompozitových záplat zařízením SPATE 4000, Zpráva VZLÚ R-3280/01, 2001.

[5] Technická dokumentace ARAMIS HS, fa GOM, 2004.

[6] Tománek S., Kafka V.: Měření posuvů na sendvičových panelech s inzerty korelačním fotogrammetrickým systémem ARAMIS HS, Zpráva VZLÚ R-3750/05, 2005.

[7] Tománek S., Kafka V.: Měření posunů při statické pevnostní zkoušce náběžné části kompozitového křidélka letounu L159 korelačním fotogrammetrickým systémem ARAMIS, Zpráva VZLÚ R-3747/05, 2005.

[8] Technická dokumentace Q-100, fa DANTEC, 2005.

[9] Tománek S., Kafka V.: Měření napjatosti v okolí nýtového spoje panelu s kováním systémem Q-100, Zpráva VZLÚ R-3885/06, 2006.

Kompozity – Předpisové požadavky na nehořlavost a jejich zkoušení

Ing. Kazi Caldová (Úřad pro civilní letectví)

Stručný přehled požadavků předpisů CL-VLA a CS-23 na nehořlavost materiálů a požadavků na jejich zkoušení stanovené těmito předpisy.

Základní terminologie:

Převzato z CS-Definition (JAR 1)

Flammable – with respect to a fluid or gas, means susceptible to igniting readily or exploding.

Zápalný – u kapalin nebo plynů znamená náchylný k rychlému zapálení nebo výbuchu.

Flame resistant – means not susceptible to combustion to the point of propagating a flame, beyond safe limits, after the ignition source is removed.

Odolný vůči plameni (**ohnivzdorný**) – znamená nenáchylný k hoření příslušnému šíření plamene za bezpečné meze po odstranění zdroje zapálení.

Flash resistant – means not susceptible to burning violently when ignited.

Odolný vůči vzplanutí – znamená nenáchylný k prudkému hoření po zapálení.

Fireproof – With respect to materiáls, components and equipment, means the capability to withstand the application of heat by a flame, for a period of 15 minutes without any failure that would create a hazard to the aircraft. The flame will have the following characteristics:

Temperature	1 100 °C ± 80 °C
Heat Flux Density	116 KW/m^2 ± 10 KW/m^2 [1]

Žárupevný – U materiálů, součástí a vybavení znamená schopnost odolávat teplu přiváděnému plamenem po dobu 15 minut bez jakékoliv poruchy nebezpečné pro letadlo. Plamen má následující charakteristiky:

[1] Note: For materials this is considered to be equivalent to the capability of withstanding a fire at least as well as steel or titanium in dimensions appropriate for the purposes for which they are used.

Teplota 1 100 °C ± 80 °C

Hustota tepelného toku 116 KW/m^2 ± 10 KW/m^2 [2]

Fire-resistant – With respect to materials, components and ewuipment, means the capability to withstand the application of heat by a flame, as defined for „Fireproof", for a period of 5 munutes without any failure that would create a hazard to the aircraft.[3]

Žáruvzdorný – U materiálů, součástí a vybavení znamená schopnost odolávat teplu přiváděnému plamenem, definovaným v hesle „žárupevný", po dobu 5 minut bez jakékoliv poruchy nebezpečné pro letadlo.[4]

Požadavky předpisu CS-VLA

VLA.787 Baggage compartments / Zavazadlové prostory

c) Zavazadlový prostor musí být zkonstruován z materiálů, které jsou přinejmenším odolné vůči plameni (flame resistant).

VLA.853 Compartment interiors / Interiéry

a) Materiály musí být alespoň odolné vůči plameni (flame resistant).

e) Materiály částí letounu umístěné na protipožární stěně letounu v kabině musí být samozhášivé (self-extinguishing) ….

Test dle Appendixu F nebo jiná adekvátní metoda – svislá zkouška, akceptovatelné výsledky:

- průměrná délka shořelého materiálu nesmí přesáhnout 17 cm (6 in);
- průměrná doba hoření po oddálení plamene nesmí přesáhnout 15 s;
- kapky ze zkušebního vzorku nesmí pokračovat v hoření průměrně déle než 3 s po dopadu.

---

[2] Poznámka: U materiálů jsou tyto charakteristiky považovány za ekvivalentní schopnosti odolat ohni alespoň tak dobře jako ocel nebo titan o rozměrech přiměřených účelům, pro které jsou použity.

[3] Note: For materials this may be considered to be equivalent to the capability of withstanding a fire at least as well as aluminium alloy in dimensions appropriate for the purposes for which they are used.

[4] Poznámka: U materiálů jsou tyto charakteristiky považovány za ekvivalentní schopnosti odolat ohni alespoň tak dobře jako hliníková slitina o rozměrech přiměřených účelům, pro které jsou použity.

VLA.865 Fire protection of flight controls and other flight structure / Protipožární ochrana řididel a ostatních konstrukčních částí letounu

...konstrukční části letounu, umístěné v motorovém prostoru musí být vyrobeny ze žárupevného (fireproof) materiálu…

VLA.1121 Exhaust system – general / Výfuková soustava – všeobecně

c) Každá část výfukového systému musí být oddělena žárupevným/fireproof krytem od sousedních hořlavých částí letounu, které jsou mimo motorový prostor.

VLA.1141 Powerplant controls and accessories / Ovládání pohonné jednotky – všeobecně

c) Části každého řízení pohonné jednotky umístěné v motorovém prostoru, u kterých je požadován provoz v případě požáru musí být nejméně žáruvzdorné/fire-resistant.

VLA.1183 Lines, fittings and components / Potrubí, spoje a součásti

a) Každý díl potrubí a spoj (neplatí pro díly,které jsou již schváleny jako části typového schválení, nebo ventilační a odpadové potrubí a jejich spoje, jejichž porucha nemůže být příčinou nebo nezvýší nebezpečí požáru) vedoucí hořlavé kapaliny, plyn nebo vzduch v jakémkoliv prostoru vystaveném podmínkám hořícího motoru musí být nejméně žáruvzdorný (fire-resistant), s výjimkou nádrží hořlavých kapalin a jejich upevnění, které jsou součástí nebo jsou připevněny k motoru – tyto musí být žárupevné (fireproof) nebo musí být obklopeny žárupevnou (fireproof) přepážkou….

VLA.1191 Firewalls/Protipožární stěny

d) protipožární stěna nebo kryt musí být žárupevné (fireproof)…

VLA.1193 Cowling and nacelle/Kryt motoru a gondola

c) Kryty motoru musí být nejméně žáruvzdorné/fire-resistant.

d) Každá část za otvorem do prostoru krytu motoru musí být nejméně žáruvzdorné/fire resistant do vzdálenosti nejméně 60 cm za otvorem.

e) Každá část motorového krytu vystavená vysokým teplotám v důsledku blízkosti koncových dílů výfukového systému nebo dopadu výfukových plynů musí být žárupevná/fireproof.

Zkušební postupy stanovené předpisem CS-VLA

Pro bod **VLA.1191** je stanoven požadavek na prokázání žárupevného materiálu takto:

a) Plamen, kterému jsou vystaveny díly a materiály, musí mít teplotu 1 100 °C ± 25 °C;
b) Plechy přibližně 64 cm^2 musí být podrobeny plamenu z vhodného hořáku;
c) Plamen musí být dostatečně veliký pro udržení požadované zkušební teploty na ploše cca 13 mm^2;
d) Materiály protipožární stěny a spojů musí odolávat proniknutí plamene nejméně 15 minut.

Pro **samozhášivé** materiály – pro průkaz bodu **VLA.853e)** – uvedeno v dodatku F

1) Klimatizace

Vzorky musí být klimatizovány

- při teplotě 21 °C ± 2,8 °C (70 °F ± 5 °F)
- při relativní vlhkosti 50 % ± 5 %
- po dobu nezbytnou k vyrovnání vlhkosti nebo po dobu 24 hodin;

Z klimatizovaného prostředí může být vyjmut pouze jeden vzorek bezprostředně před zkouškou.

2) Provedení zkušebního vzorku

Materiál se musí zkoušet buď jako výřez z vyrobené součásti, která má být použita k zástavbě do letounu, nebo jako vzorek představující výřez, např. vzorek vyříznutý z desky materiálu nebo model vyrobené součásti, avšak vyrobené celky, jako například sendvičový panel, nesmí být pro zkoušku odděleny. Tloušťka vzorku nesmí být větší než minimální tloušťka, která má být schválena pro použití na letounu, s výjimkou, že silné pěnové součásti musí být zkoušeny při tloušťce 12,7 mm (0,5 in). U tkanin se musí vyzkoušet jak vliv směru osnovy, tak útku vazby pro stanovení nejkritičtějších podmínek hoření. Při provádění zkoušky musí být vzorek upevněn v kovovém rámečku:

a) dva podélné okraje a jeden horní okraj jsou bezpečně uchyceny;
b) exponovaná plocha vzorku je nejméně 51mm (2 in) široká a 305 mm (12 in) dlouhá, pokud skutečná velikost použitá na letounu není menší;
c) okraj vzorku vystavený účinkům plamene nesmí mít povrchovou úpravu nebo být chráněn, ale musí představovat skutečný průřez materiálu nebo součásti zastavěné v letounu.

3) Zařízení

Zkoušky musí být prováděny v prostoru bez průvanu v souladu s požadavky s Federal Test Method Standard 191 Method 5903 (opravená Method 5902), nebo některými jinými schválenými ekvivalentními metodami.

4) Svislá zkouška

- výsledek zkoušek musí být průměrem výsledků ze zkoušek nejméně tří kusů vzorků.
- u tkanin musí být směr osnovy odpovídající nejkritičtějším podmínkám hoření rovnoběžný s nejdelším rozměrem. Každý vzorek musí být ustaven ve svislé poloze.
- vzorek musí být vystaven plamenu z Bunsenova nebo Tirrillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem trubice 9,5 mm (0,375 in) seřízeným tak, aby dával plamen vysoký 38,1 mm (1,4 in).
- minimální teplota plamene měřené cejchovaným termočlánkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843 °C (1550 °F).
- spodní okraj vzorku musí být 19 mm (0,75 in) nad horním okrajem hořáku.
- plamen musí působit na osu spodní hrany po dobu 60 s a potom oddálen;
- musí být zaznamenáno:
  - doba působení plamene;
  - délka spálené plochy (měřit s přesností 2,5 mm (0,1 in));
  - doba hoření kapek, pokud se vyskytnou.

5) Délka spálené plochy

Délka spálené plochy je vzdálenost od původního okraje k nejvzdálenějšímu místu s výskytem poškození zkoušeného vzorku způsobená dotykem plamene, včetně oblastí částečně nebo úplně zničených, zuhelnatělých nebo zkřehlých, ale nezahrnuje oblasti s nánosem sazí, zabarvené zborcené nebo se změněnou barvou, ani oblasti, ve kterých se materiál smrštil nebo roztavil od zdroje tepla.

6) akceptovatelné výsledky:

- průměrná délka hořícího materiálu nesmí přesahovat 17 cm
- průměrná doba hoření po odstranění zdroje plamene nesmí přesáhnout 15 s
- kapky ze zkušebního vzorku nesmí pokračovat v hoření průměrně déle než 3 s po dopadu

V rámci CS-VLA není řešeno zkoušení pro materiály odolné vůči plameni (flame resistant) a žáruvzdorné (fire-resistant).

Požadavky předpisu CS-23

Tento výtah se nezaobírá požadavky na elektrickou soustavu

23.853 Passenger and crew compartment interior / Vnitřní zařízení prostoru pro cestující a posádku

a) materiály musí být alespoň ohnivzdorné (flame-resistant).

d) – pro sběrnou dopravu

d) 1) Každá schránka na odpadky – musí být alespoň ze žáruvzdorných (fire-resistant) materiálů…

d) 3) i) stropní, stěnové panely, příčky, konstrukce chodeb, stěn, podlahy a úložných prostorů – samozhášivé (self-extinguishing)

test dle Appendixu F nebo jiná adekvátní metoda – svislá zkouška, akceptovatelné výsledky:

- průměrná délka shořelého materiálu nesmí přesáhnout 15 cm (6 in);
- průměrná doba hoření po oddálení plamene nesmí přesáhnout 15 s;
- kapky ze zkušebního vzorku nesmí pokračovat v hoření průměrně déle než 3 s po dopadu.

d) 3) ii) podlahová krytina, kryty izolace, vedení vzduchu – samozhášivé (self-extinguishing)

test dle Appendixu F nebo jiná adekvátní metoda – svislá zkouška, akceptovatelné výsledky:

- průměrná délka shořelého mat.nesmí přesáhnout 20 cm (8 in);
- průměrná doba hoření po oddálení plamene nesmí přesáhnout 15 s;
- kapky ze zkušebního vzorku nesmí pokračovat v hoření průměrně déle než 5 s po dopadu.

d) 3) iv) akrylová okna, bezpečnostní pasy, opěrky hlavy – samozhášivé (self-extinguishing)

test dle Appendixu F nebo jiná adekvátní metoda – horizontální zkouška, akceptovatelné výsledky – rychlost hoření není vyšší než 63 mm (2,5 in) za minutu

f) materiály umístěné na protipožární přepážce ze strany kabiny buď chráněny, nebo samozhášivé (self-extinguishing)

test dle Appendixu F nebo jiná adekvátní metoda – svislá zkouška, akceptovatelné výsledky:

- průměrná délka shořelého mat.nesmí přesáhnout 15 cm (6 in);
- průměrná doba hoření po oddálení plamene nesmí přesáhnout 15 s;
- kapky ze zkušebního vzorku nesmí pokračovat v hoření průměrně déle než 3 s po dopadu

23.855 Cargo and baggage compartment fire protection / Protipožární ochrana nákladového a zavazadlového prostoru

b) pro kategorii normal, utility a aerobatic – každý nákladový a zavazadlový prostor musí být konstruován z materiálů alespoň ohnivzdorné (flame-resistant)

c) pro kategorii commuter – každý nákladový a zavazadlový prostor musí splňovat požadavky 23.853 d) 3)

c)2) stropní, stěnové a podlahové panely – samozhášivé (self-extinguishing)

test dle Appendixu– 45° zkouška, akceptovatelné výsledky:

- průměrná doba hoření po oddálení plamene nesmí přesáhnout 15 s;
- průměrná doba doutnání nesmí přesáhnout 10 s;

23.865 Fire protection of flight controls ….and other flight structure / Protipožární ochrana řididel….. a ostatních konstrukčních částí letounu

...konstrukční části letounu, umístěné v motorovém prostoru musí být vyrobeny ze žárupevného (fireproof) materiálu….

23.903 Engines and auxiliary power units / Motory a pomocné energetické jednotky

d)2)i) Každá součást soustavy zastavení motoru na straně motorového prostoru požární přepážky, která by mohla být vystavena ohni, musí být nejméně ze žáruvzdorného/fire-resistant materiálu.

23.1121 Exhaust system – general / Výfuková soustava – všeobecně

c) Každá část výfukové soustavy musí být oddělena žárupevným (fire-proof) stíněním od přilehlých zápalných částí letounu, které jsou na vnější straně motorového prostoru a prostoru pro pomocnou energetickou jednotku.

23.1141 Powerplant controls and accessories / Ovládání pohonné soustavy - všeobecně

f) Každá část ovládání pohonné soustavy, umístěná v motorovém prostoru, u které je požadováno, aby byla v činnosti i v případě požáru, musí být alespoň žáruvzdorná (fire-resistant).

23.1183 Lines, fittings and components / Potrubí, spoje a součásti

a) Každý díl potrubí a spoj (neplatí pro díly,které jsou již schváleny jako části typového schválení, nebo ventilační a odpadové potrubí a jejich spoje, jejichž porucha nemůže být příčinou nebo nezvýší nebezpečí požáru) vedoucí hořlavé kapaliny, plyn nebo vzduch v jakémkoliv prostoru vystaveném podmínkám hořícího motoru musí být nejméně žáruvzdorný (fire-resistant), s výjimkou nádrží hořlavých

kapalin a jejich upevnění, které jsou součástí nebo jsou připevněny k motoru – tyto musí být žárupevné (fireproof) nebo musí být obklopeny žárupevnou (fireproof) přepážkou….

23.1191 Firewalls/Protipožární stěny

c) otvory utěsněné pomocí žárupevné (fireproof) průchodky…

e) každá protipožární stěna a zástěna musí být žárupevná (fireproof)…

f) (1-3) požadavky na splnění žárupevných (fireproof) kritérií

- působení plamene o teplotě 1 093 °C ± 83 °C (2 000 °F ± 150 °F)
- plechy o ploše cca 25 cm^2 (10 in sq.) – vystaveno vhodnému hořáku
- plamen musí být dostatečně velký – zkušební teplota na ploše cca 13 cm^2 (5 in sq.)

g) materiály na protipožární stěny a spojovací kusy potrubí musí odolávat proniknutí plamenů po dobu min. 15 min.

23.1193 Cowling and nacelle / Kryt motoru a gondola

c) Kryt musí být alespoň žáruvzdorný (fire-resistant).

d) Všechny části nacházející se za otvory krytu motorového prostoru musí být alespoň žáruvzdorné (fire-resistant) do vzdálenosti nejméně 61 cm (24 in) za těmito otvory.

e) Každá část motorových krytů, vystavená působení vysokých teplot vlivem blízkosti průchodu výfukové soustavy nebo vyšlehnutí výfukových plynů, musí být žárupevná (fireproof).

f) U dvoumotorových (FAR – vícemotorové) letounů s přeplňovanými motory musí každá gondola být navržena a provedena tak, aby se zasunutým přistávacím zařízením nemohlo dojít v případě požáru v motorovém prostoru k prohoření krytu nebo gondoly motoru a požár nezasáhl jiný prostor gondoly, než je motorový prostor.

23.1385 Position light system installation / Zástavba polohových světel

d) Kryty světel a barevné filtry – musí být alespoň ohnivzdorný/flame-resistant…

Zkušební postupy

CS-23 řeší pouze proceduru zkoušení pro samozhášivé materiály (viz CS 23.853, 23.855, 23.1359-el. kabely) v části předpisu Appendix F.

Pro materiály flash-resistant, flame-resistant, fire-resistant a fireproof je třeba použít AC 23-2 Flammability Test odkazované stavebním předpisem FAR 23.

CS-23 Appendix F – zkušební postupy pro samozhášivé materiály

a) Kondiciování/Conditioning;
b) Provedení zkušebního vzorku/Specimen configuration;
c) Zařízení/Apparatus;
d) Svislá zkouška/Vertical test;
e) Vodorovná zkouška/Horizontal test;
f) 45° zkouška/Forty-five degree test;
g) 60° zkouška/Sixty-degree test;
h) Délka spálení/Burn length;

ad a) Kondiciování

Vzorky musí být kondiciovány (klimatizovány) při teplotě 21 °C ± 3 °C (70 °F ± 5 °F) a relativní vlhkosti 50 % ± 5 % po dobu nezbytnou k vyrovnání vlhkosti nebo 24 hodin. Z klimatizační jednotky může být odebrán pouze jeden vzorek bezprostředně před zkouškou.

ad b) Provedení zkušebního vzorku

Kromě materiálů použitých na elektrické dráty a kabely a malých částí, materiál musí být testován jako výřez z vyrobené části, tak jak je instalována na letounu nebo jako vzorek simulující vyříznutou část. Vzorek může být vyříznut z kteréhokoliv místa vyrobené součásti, avšak vyrobené celky, jako např. sendvičový panel, nesmí být zkoušeny odděleně.

Tloušťka vzorku nesmí být větší než minimální tloušťka, která má být použita na letounu, s výjimkou:

1) silné pěnové součásti (např. sedáky) – musí být zkoušeny při tloušťce 13 mm (0,5 in);
2) pro mat. podle 23.853 d) 3) v) – malé součásti – musí být zkoušeny při tloušťce ne větší než 3 mm (0,375 in);
3) pro mat. podle 23.1359 c) – el. dráty a kabely, izolace (kabelové) – vzorky musí být stejného průřezu jako jsou použity v letadle.

U tkanin se musí vyzkoušet jak vliv směru osnovy, tak útku vazby pro stanovení nekritičtějších podmínek hoření.

Při provádění zkoušky podle podbodu d) a e) tohoto dodatku, vzorek musí být upevněn v kovovém rámečku tak, že:

1) svislá zkouška – podbod d) – dva podélné okraje a horní okraj jsou bezpečně uchyceny;

2) vodorovná zkouška – podbod e) – dva podélné okraje a okraj vzdálenější od plamene jsou bezpečně uchyceny;
3) exponovaná plocha vzorku je min 5 cm (2 in) široká a 30 cm (12 in) dlouhá, pokud skutečná velikost použitá na letounu není menší;
4) okraj vystavený působení plamene nesmí mít povrchovou úpravu nebo být chráněn, ale musí representovat (představovat) skutečný průřez materiálu nebo části zastavěné v letounu.

Při provádění zkoušky podle podbodu f) tohoto dodatku, vzorek musí být upevněn v kovovém rámečku tak, že všechny čtyři okraje jsou bezpečně uchyceny a exponovaná plocha vzorku nesmí být menší než 20 x 20 cm (8 x 8 in).

ad c) Zařízení

Kromě zkoušky předepsané v podbodu e) tohoto dodatku, zkoušky musí být prováděny v prostoru bez průvanu v souladu s požadavky Federal Test Method Stdandard 191 Method 5903 (opravená 5902)(definuje podmínky pro: hořák, plyn, zkušební komoru, teplotu, vlhkost).

Vzorky, které jsou příliš velké vzhledem ke zkušebnímu prostoru, musí být testovány ve stejných podmínkách bez průvanu.

Pro všechny zkoušky platí:

Výsledek zkoušek musí být průměrem výsledků ze zkoušek minimálně tří vzorků.

ad d) Svislá zkouška

- u tkanin musí být směr osnovy odpovídající nejkritičtějším podmínkám hoření rovnoběžný s nejdelším rozměrem;
- každý vzorek musí být ustaven svisle;
- vzorek musí být vystaven působení plamene z Bunsenova nebo Tirrillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem 9,5 mm (0,375 in), seřízeným tak, aby dával plamen 38 mm (1,5 in) vysoký;
- minimální teplota plamene měřená kalibrovaným termočlánkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843 °C (1 550 °F);
- spodní okraj vzorku musí být 19 mm (0,75 in) nad horním okrajem hořáku
- plamen musí působit na osu spodní hrany vzorku;
- pro materiál podle CS 23.853 d) 3) i) a 23.853 f) – plamen musí působit po dobu 60 s a potom oddálen;
- pro materiál podle 23.853 d) 3) ii) – plamen musí působit po dobu 12 s a potom oddálen;
- musí být zaznamenáno:

- doba působení plamene;
- délka spálené plochy – určená podle podostavce h) musí být měřena s přesností 2,5 mm (0,1 in);
- doba hoření kapek, pokud se vyskytnou.

ad e) Horizontální zkouška

- každý vzorek musí být ustaven vodorovně;
- exponovaný povrch, tak jak je umístěn v letadle, musí být umístěn lícní stranou dolů – pro zkoušku;
- vzorek musí být vystaven působení plamene z Bunsenova nebo Tirrillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem 9,5 mm (0,375 in), seřízeným tak, aby dával plamen 38 mm (1,5 in) vysoký;
- minimální teplota plamene měřená kalibrovaným termočlánkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843 °C (1 550 °F);
- vzorek musí být umístěn tak, aby zkoušený okraj byl 19 mm (0,75 in) nad vrcholem středu hořáku;
- plamen musí působit po dobu 15 s a potom oddálen;
- pro měření doby hoření musí být použito minimálně 25 cm (10 in) vzorku, než hořící čelo dosáhne oblast pro měření doby hoření musí odhořet přibližně 38 mm (1,5 in) vzorku;
- musí být zaznamenáno – rychlost hoření.

ad f) 45° zkouška

- vzorek musí být upevněn v úhlu 45 ° od horizontály, lícovou stranou dolů;
- vzorek musí být vystaven působení plamene z Bunsenova nebo Tirrillova hořáku s nominálním vnitřním průměrem 9,5 mm (0,375 in), seřízeným tak, aby dával plamen 38 mm (1,5 in) vysoký;
- minimální teplota plamene měřená kalibrovaným termočlánkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843 °C (1 550 °F);
- vhodným opatřením musí být vyloučen průvan;
- plamen musí působit po dobu 30 s s 1/3 kontaktem s materiálem ve středu vzorku a poté oddálen;
- musí být zaznamenáno – doba hoření;
- doba žhnutí;
- zda plamen pronikl (prošel) vzorkem.

ad g) 60° zkouška

- minimálně tři vzorky od každého druhu vodičů (typ a velikost);
- vzorek drátu nebo kabelu (včetně izolace) musí být umístěn v úhlu 60 ° vůči horizontu v komoře specifikované v pododstavci c) s otevřenými dveřmi zkušební komory (prostoru) během zkoušky , nebo umístěn uvnitř komory přibližně 0,6 m (2 ft) vysoké, 0,3 m x 0,3 m (1 x 1 ft) základna, otevřenou na vrchu a na jedné vertikální straně (vpředu) tak, aby bylo dovoleno dostatečné proudění vzduchu pro úplné spalování, ale bez (průvanu) vynuceného tahu;
- vzorek musí být umístěn paralelně (rovnoběžně) s přední stranou komory přibližně 15 cm (6 in) od ní;
- spodní konec vzorku musí být pevně přichycen;
- horní konec vzorku musí přecházet přes kladku, nebo tyčku a musí mít připojenou vhodnou zátěž tak, aby vzorek byl v průběhu zkoušky udržován napjatý;
- délka vzorku mezi dolním uchycením a horní kladkou nebo tyčkou musí být 61 cm (24 in) a musí být vzorek označen ve vzdálenosti 20 cm (8 in) od spodního okraje pro vyznačení středního bodu k přiložení plamene;
- plamen z Bunsenova nebo Tirrillova hořáku musí působit po dobu 30 s na zkušební značku;
- hořák musí být uchycen pod značkou kolmo ke vzorku a v úhlu 30 ° vůči vertikální rovině vzorku;
- hořák musí mít nominální otvor 9,5 mm (0,375 in) a musí být seřízen tak, aby dával plamen 76 mm (3 in) vysoký s vnitřním kuželem přibližně 1/3 výšky plamene;
- minimální teplota nejteplejší části plamene, měřená kalibrovaným termočlánkovým pyrometrem, nesmí být nižší než 954 °C (1 750 °F);
- hořák musí být umístěn tak, aby nejteplejší část plamene působila na značku na vzorku;
- - musí být zaznamenáno:
  - doba hoření;
  - délka spálení;
  - doba hoření kapek pokud se vyskytnou;
- délka spálení – viz pododstavec h) tohoto dodatku – musí být měřena s přesností 2,5 mm (0,1 in)
- přetržení vzorku vodiče se nepovažuje za poruchu.

ad h) Délka spálení (popálení)

Délka spálení je vzdálenost od původního okraje k nejvzdálenějšímu průkaznému (evidentnímu) poškození vzorku během zásahu (působení) plamene, včetně oblastí částečně nebo úplně spotřebovaných (vyhořelých, sežehnutých), ožehnutých nebo zkřehlých, ale bez oblastí očazených (se sazemi), znečištěných, zvlněných (pokroucených) nebo se změněným zabarvením, a bez oblastí, ve kterých materiál se srazil nebo roztavil bez zdroje tepla.

AC 23-2 Flammability test

Tento poradní oběžník udává všeobecné požadavky na zkoušky hořlavosti elektrických kabelů a spojovacích materiálů, materiálů pilotního prostoru a prostoru pro cestující, materiálů zavazadlového prostoru prokazovaných podle FAR 23 (a CAR 3 – zrušen bez náhrady).

Flash resistant / Odolný vůči vzplanutí

- - zkušební zařízení musí odpovídat Federal Test Standard No. 191A Method 5906 – horizontální zkouška;
- - minimální teplota plamene měřená kalibrovaným termočlánkovým pyrometrem ve středu plamene musí být 843 °C (1 550 °F);
- - zkušební vzorky přibližně o rozměrech 11,4 x 31,8 cm (4,5 x 12,5 in) (u tkanin delší strana ve směru osnovy – je třeba podrobit zkoušce nejkritičtější podmínky hoření – směr osnovy, útku);
- - výsledek zkoušek musí být průměrem výsledků ze zkoušek 3 vzorků;
- - vzorky musí být klimatizovány:
  - při teplotě 21 °C ± 2,8 °C (70 °F ± 5 °F);
  - při relativní vlhkosti 50 % ± 5 %;
  - po dobu nezbytnou k vyrovnání vlhkosti nebo po dobu 24 hodin.

Z klimatizační jednotky může být odebrán pouze jeden vzorek bezprostředně před zkouškou.

Průběh zkoušky:

- vzorek upevněn v držáku lícovou stranou dolů, svorky umístěné tak, aby vznikla exponovaná plocha na středu široká 50 mm (2 in) s 13 mm (0,5 in) čistou vzdáleností od držáku na každé straně vzorku;
- u vzorků s velurovým povrchem nebo pro tkaniny s všitým vláknem zdrsnit dvakrát povrch proti směru vlasu tak, aby povrch byl rovnoměrně reliéfní;
- seřízený hořák tak, aby dával plamen vysoký 38 mm (1,5 in);

- vzorek po vsunutí do zkušební komory v poloze, že zkoušený konec vzorku je 19 mm (0,75 in) je nad horním okrajem hořáku – poté vzorek zapálen;
- do začátku měření doby hoření musí odhořet cca 38 mm (1,5 in), a měření ukončeno nejpozději, když hořící čelo je 25 mm (1 in) před koncem vzorku;
- stanovení rychlosti hoření zprůměrováním výsledků tří vzorků, přičemž se požaduje čas pro prohoření min 250 mm (10 in) každého vzorku; pokud vzorky nepokračují v hoření po oddálení zapalovacího plamene působícího po dobu 15 s, jestliže průměrná rychlost hoření nepřesáhne 500 mm (20 in) za minutu, nebo jestliže plamen samovolně zhasne nebo následně hoří bez plamene bez zásahu do nepoškozených oblastí, materiál je akceptovatelný.

Flame-resistant / Odolný vůči plameni (ohnivzdorný)

Stejná aparatura, velikost vzorků a provedení zkoušky je shodné se zkouškou pro flash resistant (odolný vůči vzplanutí) kromě:

- materiál je akceptovatelný, pokud vzorky nepokračují v hoření po oddálení zapalovacího plamene působícího po dobu 15 s, jestliže průměrná rychlost hoření nepřesáhne 100 mm (4 in) za minutu, nebo jestliže plamen samovolně zhasne nebo následně hoří bez plamene bez zásahu do nepoškozených oblastí;
- pro elektrické vodiče jsou nastaveny zvláštní požadavky na vzorky.

Fire-resistant / Žáruvzdorný

Zkušební zařízení musí odpovídat SAE Aerospace Information Report (AIR) 1377A

Tři vzorky odpovídající skutečným částem, každý vzorek musí odolat působení plamene o teplotě 1 100 °C ± 10 °C (2 000 °F ± 50 °F) po dobu 5 minut na tu stranu, která by v případě požáru byla vystavena ohni, vzorek musí být upevněn tak, jak je jeho skutečná instalace v letounu; vedení kapalin nebo potrubí musí být na obou stranách propojeno, aby simulovalo skutečné podmínky; provozní kapaliny nebo oleje (specifikovány v SAE AS 1055B) musí být ve vedení v provozním tlaku, pokud není v konstrukčním návrhu a funkčním provedení opatření, které zamezí proudění kapalin v potrubí v době požáru

Průběh zkoušky je definován v části 4 normy SAE Aerospace Standard (AS) 1055B

Komponenty jsou akcepovatelné, pokud nedošlo k průniku plamene nebo nevznikla netěsnost a pokud jsou nadále schopny přenosu zatížení (mechanické, elektrické) a jejich funkce je zachována v podmínkách testu nebo po skončení testu

Fireproof / Žárupevný

Zkušební zařízení musí odpovídat SAE Aerospace Information Report (AIR) 1377A

Pro deskový materiál – jeden vzorek o rozměrech 250 x 250 mm (10 x 10 in) musí odolat působení plamene o teplotě 1 100 °C ± 10 °C (2 000 °F ± 50 °F) po dobu

15 minut; zkušební plamen musí působit na střed vzorku a musí být dostatečně rozsáhlý, aby udržel požadovanou teplotu po celé ploše cca 12,5 x 12,5 mm (5 x 5 in)

Pro všechny ostatní komponenty, vedení, potrubí, těsnění, atd., skutečné části musí odolat působení plamene o teplotě 1 100 °C ± 10 °C (2 000 °F ± 50 °F) po dobu 15 minut; na straně expozice (pravděpodobnější možnost ohně), vzorek musí být upevněn tak, jak je jeho skutečná instalace v letounu, vedení kapalin nebo potrubí musí být na obou stranách propojeno, aby simulovalo skutečné podmínky; provozní kapaliny nebo oleje (specifikovány v SAE AS 1055B) musí být ve vedení v provozním tlaku, pokud není v konstrukčním návrhu a funkčním provedení opatření, které zamezí proudění kapalin v potrubí v době požáru

Průběh zkoušky je definován v části 4 normy SAE Aerospace Standard (AS) 1055B

Komponenty jsou akcepovatelné, pokud nedošlo k průniku plamene nebo nevznikla netěsnost a pokud jsou nadále schopny přenosu zatížení (mechanické, elektrické) a jejich funkce je zachována v podmínkách testu nebo po skončení testu

Použitá literatura:

CS-Definition; EASA 2003

CS-VLA; EASA 2003

CS-23; EASA 2003

AC 23-2 Flammability test; FAA 1984

Statické zkoušky vrtulových listů z kompozitních materiálů

Ing. Vilém Pompe, Ph.D. (Výzkumný a zkušební letecký ústav, a.s.)

Příspěvek se zabývá problematikou přípravy zkušebních těles a konstrukčních uzlů z kompozitních materiálů pro statické zkoušky. Anizotropní charakter laminovaného kompozitu v řadě případů vylučuje přístupy ke zkouškám v podobě poměrně obvyklé v oboru klasických kovových materiálů. Vždy je třeba respektovat souřadný systém materiálu, geometrie díla a systému působících silových a momentových účinků. Návrh zjednodušeného zkušebního tělesa musí tyto tři souřadné systémy v plné míře respektovat, jinak nebudou výsledky experimentálních prací reprezentativní. Vedení samotné statické zkoušky je doporučeno s řízenou deformací, kde je silový účinek odečítán jako závislá veličina. Příklad je prezentován na listu rotoru axiální větrné turbíny.

Úvod

Příspěvek se zabývá úvahou o přípravě zkušebního tělesa pro statickou zkoušku, která již není chápána jako samostatný krok k průkazu vlastností konstrukce, naopak je považována za nutný článek řetězce vzájemně se doplňujících experimentů. Aby byla umožněna plnohodnotná diskuze nad výsledky statické zkoušky (i zkoušek ostatních), je věnována značná pozornost sesouhlasení matematického modelu se zkušebním tělesem na základě řady dalších zkoušek, včetně modálních.

Příprava zkušebního tělesa

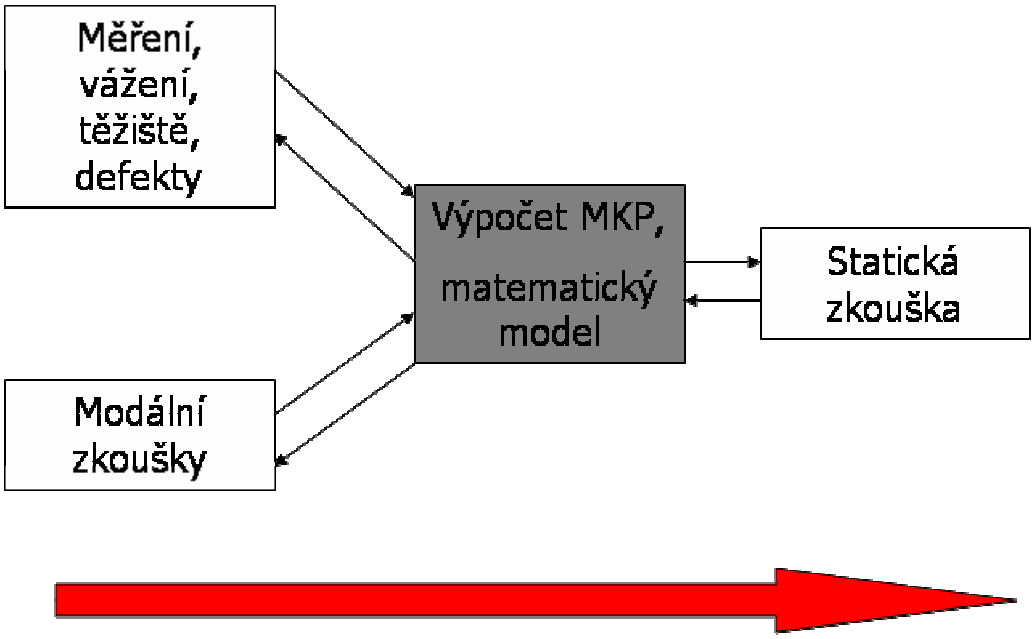
Jakékoliv výsledky experimentu na zkušebních tělesech jsou přenositelné na reálné dílo jen do té míry, do jaké toto zkušení těleso a aplikovaná zatížení reprezentují realitu. O poruše kompozitu, potažmo laminovaného kompozitu, rozhoduje celá řada jednotlivých módů poškození, které se na sebe mohou i různým způsobem superponovat.

Materiál má své hlavní osy, do kterých jsou orientovány jeho vlastnosti. Musí být zachována jejich orientace nejen vůči geometrii tělesa, ale musí být zachována i orientace vůči působícímu systému silových a momentových účinků. Je-li například aplikováno zjednodušené zatížení, může dojít v průběhu zkoušky k vyvolání zcela jiného módu poruchy zkušebního tělesa, než na reálném kusu v reálném provozu.

Příprava zkušebního tělesa začíná ověřením jeho materiálových charakteristik (rozumějme tímto složitější těleso, nežli jen kupón, například konstrukční uzel, modelovou sekci, celý prototyp apod.). Odebírání materiálových vzorků nebo výroba souběžných těles je diskutabilní, protože touto cestou lze zpravidla dobře ověřit

proces vytvrzení matrice, ale již ne tak snadno vlastnosti směsi – moduly, pevnosti a Poissonovy konstanty jednotlivých lamin.

V praxi řešitelského pracoviště je zaveden dnes již standardní postup, který spočívá ve zjištění hmotnosti, polohy těžiště a ověření geometrie jako první krok verifikace vlastností zkušebního tělesa. Tento soubor výsledků nepřímo dokládá dodržení distribučních funkcí při výrobě.



Obr. 1 Statická zkouška jako součást verifikačního procesu matematického modelu

Ve druhém kroku následují modální zkoušky, spočívající v určení frekvencí prvních pěti až šesti tvarů kmitání a jejich identifikace. Spolu s prvním krokem získáváme soubor dat, který lze použít ke korekcím matematického modelu zkušebního tělesa.

Korekce matematického modelu by měla vždy předcházet samotnou statickou zkoušku, protože již z tohoto úkonu mohou vyplynout některé zásadní požadavky na přepracování konstrukce. Pokud totiž vzájemně nesouhlasí výsledky teoretické a modální analýzy ani po korekcích na distribuční funkce z kroku 1, může se jednat o chybu ve stanovení materiálových charakteristik, která bude mít bezprostřední dopad i na výsledek statické zkoušky. Zde se tedy rozhoduje o možnosti nalezení příčiny neshody experimentu a teorie. Po destrukci zkušebního tělesa již takovou možnost mít nebudeme.

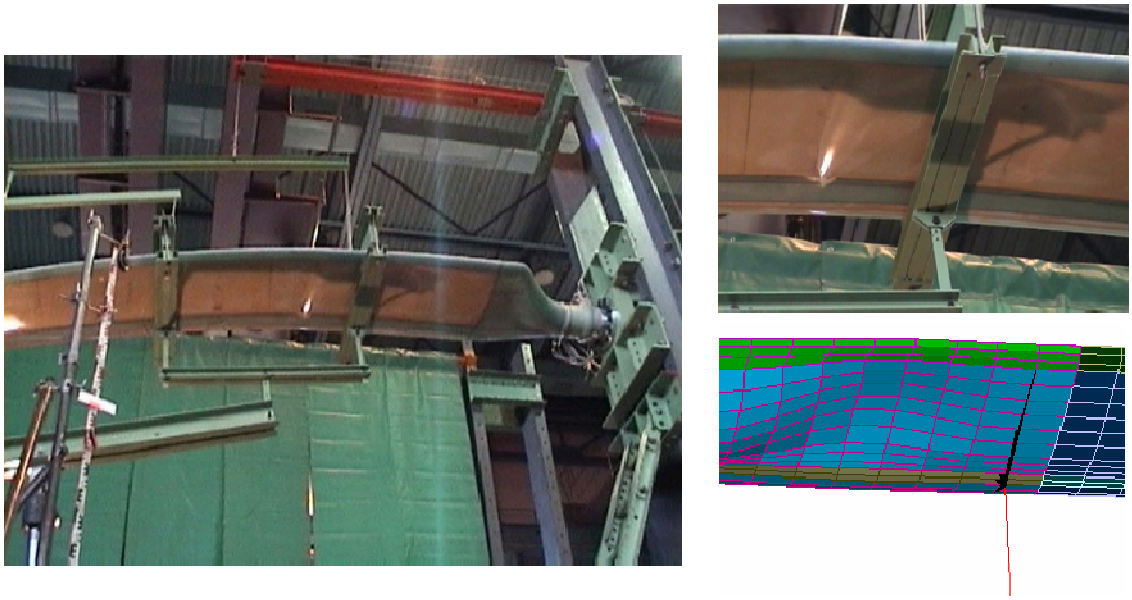
Příprava statické zkoušky

V praxi divize Letecké vrtule je součástí běžného postupu provedení numerického modelování statické zkoušky v MKP. Výsledky výpočtu je třeba rozdělit do

samostatných kategorií, které je třeba hodnotit vzhledem k experimentu jak samostatně, tak i v souhrnu:

1) Místo kritické poruchy;
2) Způsob konečného porušení (lom vlákna, stabilita, delaminace, atd.);
3) Kritická hodnota zatížení vyjádřená v posuvech;
4) Kritická hodnota zatížení vyjádřená v napětích;
5) Spouštěcí mechanismus kritické poruchy (tj. např. ztráta stability, porušení čistě v tlaku, vliv smykových zatížení, atd.);

Obvykle není výsledek experimentu a teorie v ideální shodě ve všech výše uvedených bodech, což mimo jiné plyne i ze způsobu modelování kompozitů v MKP. Již samotná implementace Hookova zákona a klasická teorie laminátu, které jsou v současnosti nejčastěji využívány v MKP programech, zahrnují významné systematické chyby, které se pochopitelně musí projevit. Za velmi dobrý výsledek je třeba považovat již jen shodu místa a způsobu porušení zkušebního kusu při chybě kritické hodnoty zatížení do 15 %. U některých technologií výroby kompozitu se může přijatelná odchylka statických výpočtů a zkoušky blížit 20 %.



Obr. 2 Určení místa prvotního poškození a spouštěcího mechanismu poruchy je v dobré shodě s výpočtem MKP.

Obr. 3 Následné dolomení zkušebního tělesa.
Zkouška vedena se zatěžováním řízenou deformací s využitím vybavenosti a služeb útvaru Pevnost letadel VZLÚ, a. s.

Výše uvedená procenta je třeba mít na paměti již při návrhu výrobku, protože tento rozptyl se projevuje nejlépe až při větším počtu odzkoušených kusů. Pouze u vybraných materiálových systémů, technologií a jednoduchých konstrukcí lze spoléhat na lepší shodu predikovaných a reálných vlastností.

Vláknem vyztužené plasty mají pro běžnou praxi konstruktéra nevýhodu (mimo mnoha jiných) v tom, že nevykazují výraznou mez kluzu a po lokálním poškození se postupně vrátí do původního tvaru. Někdy zcela, jindy téměř. Nezanechávají tedy snadno čitelné stopy o vzniku a rozvoji poruchy. Pokud je provedena statická zkouška tak, že zatěžující systém udržuje požadovaný silový účinek, po překročení jeho kritické hodnoty zpravidla následuje rychlý mnohočetný lom, ze kterého je jen velmi obtížné vysledovat odkud začal a jaký měl průběh.

Divize Letecké vrtule z tohoto důvodu preferuje zatěžování vzorku řízenou deformací, kde je silový účinek zaznamenáván jako závislá veličina. Po prvotním poškození konstrukce je zkouška zastavena, zdokumentován počátek poškození a pak následuje dolomení.

Prvotní poškození je provázeno zpravidla poklesem tuhosti zkušebního tělesa a tudíž i poklesem působícího silového účinku. Včasným zastavením posuvů zatěžovacího systému je zabezpečeno i alespoň dočasné pozastavení šíření poruchy.

Výsledky statické zkoušky v podobě měřených závislostí posuvů a sil jsou doplněním modální analýzy pro verifikaci předpokládaných tuhostí v jednotlivých materiálových osách a rovinách. Společně tedy vytváří jeden konzistentní soubor dat.

Místo, kritické zatížení a způsob porušení slouží k verifikaci předpokladů o pevnosti materiálu a spolu s naměřenou závislostí posuvů vytváří druhý konzistentní soubor dat, tentokráte pro ověření platnosti použitého kritéria pevnosti. Obzvláště v oboru kompozitních materiálů platí, že v případě že výrazně nesouhlasí naměřené posuvy pod zatížením, nelze spolehlivě usuzovat na skutečné napěťové špičky v jednotlivých částech konstrukce. Napětí a posuvy jsou spolu samozřejmě jednoznačně svázány a navíc v heterogenním prostředí, jakým je vláknový kompozit, jsou posuvy jediným podkladem pro přepočet napětí ve vlákně a matrici.

Závěr

Stupně volnosti v rozhodování, které konstruktér získal použitím nového materiálového systému, zatěžují návrh výrobku a potažmo i výsledek statické zkoušky dalším souborem možných chyb, které u klasických kovových materiálů nepřipadaly v úvahu.

Stručné shrnutí zkušeností se statickými zkouškami vychází z praxe získané na vrtulových listech. Přímá přenositelnost uvedených postupů je tedy možná jen směrem k podobným výrobkům, ale princip, který spočívá v hledání cest postupného sbližování virtuálního a reálného prototypu od materiálových charakteristik až po simulaci statické zkoušky jako celku, by měl být respektován.

V příspěvku byly využity výsledky obdržené v rámci řešení výzkumného záměru MSM0001066904 „Výzkum chování kompozitních materiálů v primární konstrukci zařízení s rotujícími nosnými plochami“, který je realizován za finanční podpory ze státních prostředků prostřednictvím MŠMT.

Aplikace laserové shearografie pro nedestruktivní zkoušení kompozitních materiálů a konstrukcí

Dr. Ing. Roman Růžek (Výzkumný a zkušební letecký ústav, a. s.)

Laserovou shearografii lze používat jako jednu z metod nedestruktivního zkoušení materiálů a konstrukcí. Umožňuje bezkontaktní plošnou detekci vad a analýzu kompozitních a odlehčených konstrukcí s ohledem na materiálové a konstrukční vady, které se nachází pod povrchem a které nejsou detekovatelné užitím vizuálních metod. Typickými vadami, které lze touto moderní metodou detekovat, jsou např. delaminace, rozlepení a rázová poškození malého rozsahu, tzv. BVID. V porovnání s klasickými metodami jako jsou ultrazvuk, rentgen, nebo vířivé proudy dovoluje tento systém rychlou kontrolu velkých oblastí. V práci je mimo příkladů aplikace laserové shearografie uveden také stručný popis principu této metody.

Úvod

V současné době se v České republice i ve světě stále více navrhují a provozují moderní hmotnostně úsporné konstrukce s vysokým podílem kompozitních materiálů, nebo špičkových technologií. To vede spolu se vzrůstajícími požadavky předpisů na provozní spolehlivost letadlových i ostatních konstrukcí k požadavku na zvyšování pevnostní a cenové účinnosti primárních konstrukcí i jejich částí. Jednou z oblastí, kterou je nutné se v této souvislosti zabývat, je nedestruktivních zkoušení konstrukcí a materiálů.

V oblasti nedestruktivního zkoušení materiálů a konstrukcí dochází v poslední době jak k významnému zlepšení možností a automatizace měření i vyhodnocení dat získaných „standardními" postupy a metodami (ultrazvuk, rentgen, vířivé proudy), tak i k vývoji nových metod, jenž umožňují názornější a rychlejší kontrolu konstrukcí. Jednou z takových metod je laserová shearografie. Tato metoda byla vyvinuta nejen pro kontrolu kompozitních konstrukcí, ale také pro konstrukce složené (např. kov / kompozit) a konstrukce hmotnostně odlehčené.

Předložený příspěvek se zaměřuje na výklad principu laserové shearografie a uvedení některých příkladů její aplikace v průmyslu.

Princip laserové shearografie

Laserová shearografie (Laser Shearography) je někdy také nazývána „digitální koherenční shearografie" (Digital Speckle Shearography), nebo jen „digitání shearografie" (Digital Shearography). Je to optická metoda založená na principu optické holografie a elektronické koherenční interferometrie (Electronic Speckle

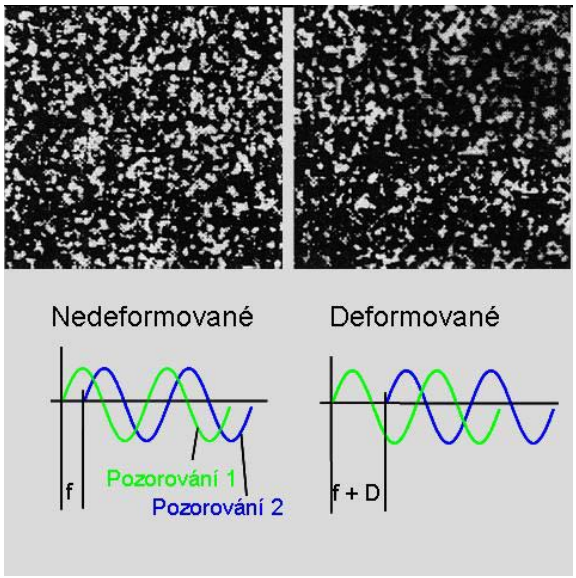
Pattern Interferometry (ESPI)) – viz např. [1] až [4]. V principu jde o digitální korelaci dvou obrazů reprezentujících dva stavy zkoumaného objektu. Jeden obraz reprezentuje stav nezatíženého tělesa, druhý obraz koresponduje stavu zatíženého tělesa. Zatížení povrchu tělesa způsobí jeho deformaci. Pokud není těleso homogenní, tj. existují v něm vady, způsobí tyto nehomogenity lokální změny deformace vzhledem ke svému okolí. Tyto rozdíly jsou vyhodnocovány a výsledkem jsou pak mapy, na kterých jsou nehomogenity zobrazeny.

Každému povrchu odpovídá vlastní pole koherentní zrnitosti. Tuto skutečnost využívají všechny postupy koherentní metrologie. Na obr.1 je uveden typický obraz koherentní zrnitosti povrchu po jeho osvětlení laserovým paprskem. Každá optická interferenční metoda vyžaduje referenční signál. Zvláštností shearografie, kterou se odlišuje od holografie a ESPI je to, že generuje referenční vlny automaticky. Pomocí tzv. shearingu je signál rozptylován z povrchu osvětleného objektu, jedno čelo vlny slouží jako referenční pro druhé [5]. Tento princip má za následek vysokou odolnost shearografie proti vnějším vlivům prostředí. Princip shearografie je zobrazen na obr.2. Objekt je osvětlován laserem. Před objektiv je vložen speciální shearingový prvek. V důsledku toho kamera (snímací prvek) vidí obyčejný a „shearový" koherentní obraz objektu. Obě tato zobrazení spolu interferují a vytvoří jiné koherentní pole, tzv. koherentní interferogram. Po zatížení sledované plochy je sejmuto nové koherentní pole (viz obr.1), které je porovnáno s původním obrazem. To vede k makroskopickému zobrazení interferenčních proužků (fringe pattern) v reálném čase, které lze zpracovat do tzv. shearogramu uvedeného na obr.3. Údaje uchované v shearogramu jsou pak dále přepočítány a výsledkem jsou diagramy fázových posunů. Tyto hodnoty jsou dále analyzovány a výsledkem toho jsou diagramy gradientů deformace na povrchu tělesa.

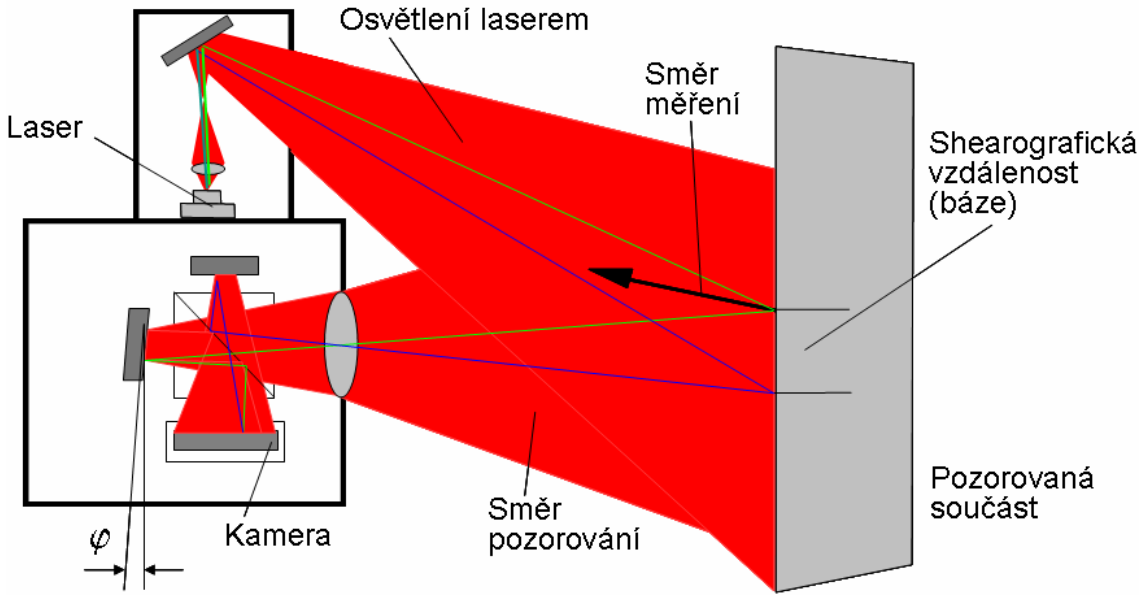
Shearografie je tedy metoda, která měří směrnici deformací na rozdíl od jiných metod, které měří pole deformací. Měřící systém je citlivý na gradienty deformaci ve směru ke kameře (tj. mimo rovinu). Fyzikálně si lze představit, že shearografie měří první derivaci křivky (plochy). Vady jsou indikovány typickým tvarem průběhu gradientu deformace – tzv. „motýlkem" – viz obr.4. Při měření lze indikovat povrchové deformace velikosti mikronů. Pro zvýšení kvality zobrazení a také viditelnosti vad se používá metoda fázového posunutí (phase shifting technique). Kvalitu zobrazení lze také zlepšit dodatečným zpracováním dat, jako např. filtrací šumu, dalším derivováním měřených dat, atd.

Jak vyplývá z předchozích odstavců, je nutné při měření laserovou shearografií do tělesa zavést zatížení. Těleso je možné zatěžovat různými způsoby. Mezi nejpoužívanější patří mechanický (silově, podtlakem, apod.), teplotní (ohřátí povrchu tělesa např. lampou), nebo vibrační způsob zatěžování. Volbou odpovídajícího zatížení a na základě znalosti vnitřní stavby konstrukce je možné detekovat poškození typu porózita, delaminace, trhliny, vady v lepených spojích

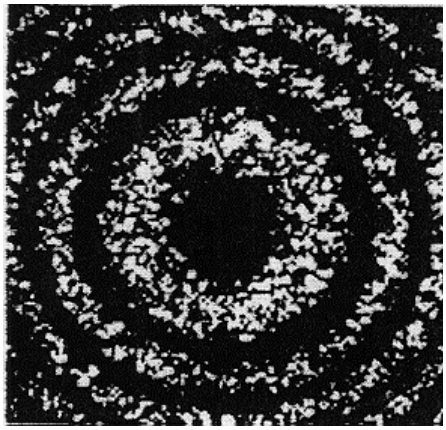
kompozitů, ale i spojů kov kompozit. Měření lze však také provádět na kovových konstrukcí. Některé příklady aplikace jsou uvedeny v následující kapitole.



Obr. 1 Typický obraz koherentní zrnitosti na povrchu tělesa v nedeformovaném stavu a deformovaném stavu



Obr. 2 Princip laserové shearografie



Obr. 3 Typický obraz rozdílů obrazů koherentních zrnitostí před a po zatížení, výsledné zobrazení interferenčních proužků

Obr. 4 Typický tvar průběhu gradientu deformace, tzv. „motýlek", pro vadu

Zkoušení konstrukčních dílů

K inspekci a analýze konstrukčních dílů pomocí laserové shearografie je ve VZLÚ používán systém Q-800 firmy Dantec Dynamics. Systém Q-800 je tvořen senzorem s integrovanou CCD kamerou a nastavitelnou shearingovou optikou – viz obr. 5. V optice jsou zabudované laserové diody. Celý systém je ovládán řídicím počítačem vybaveným programem ISTRA. Zařízení umožňuje měření plochy formátu cca A4.

Typickým vhodným použitím shearografie je identifikace vizuálně obtížně viditelných poškození konstrukce od rázových poškození. Tato poškození jsou obecně v literatuře označována jako BVID – „Barely Visible Impact Damage" [6]. Jejich typickou příčinou mohou být například nárazy padajících nástrojů a nářadí při údržbě, nebo odletující kamínky při pohybu po zemi. Tato poškození nejsou vizuálním způsobem prakticky zjistitelná, mohou ovšem podstatným způsobem snížit únosnost primární konstrukce. Ve VZLÚ byla pro tento druh poškození provedena analýza jejich detekovatelnosti laserovou shearografií. Získané výsledky byly poté porovnány s obdobnými výsledky získanými pomocí ultrazvukového C-Scanu a s daty určenými podrobným proměřením povrchu indikátorovými hodinkami [7], [8]. Měření bylo realizováno na výřezech panelů sendvičové konstrukce křídla letounu (potah z uhlíkového prepregu a Nomexové voštiny). BVID rázová poškození byla vytvořena energií 10 J úderníkem průměru od 1,27 do 7,62 m. Na obr. 6 a obr. 7 jsou uvedeny typické mapy gradientů deformací odpovídající těmto vadám. Měření bylo provedeno při tlakovém způsobu zatížení konstrukce (podtlak cca 25 mbar). Obdobná studie byla provedena i pro vady, které jsou sice vizuálně zjistitelné (tzv. Visible Impact Damage – VID), ale není již vizuálně zjistitelný skutečný rozsah poškození. Typické znázornění poškození typu VID teplotně zatížené konstrukce je uvedeno na obr. 8 až obr. 10. Pro vady typu BVID bylo konstatováno [8], že C-Scan není pro jejich identifikaci příliš vhodný. Důvodem je, že ultrazvuk je obecně schopen detekovat diskontinuity v konstrukci v případě, že došlo oddělení jednotlivých vrstev nebo jejich poruše. K tomu v případě BVID poškození nedochází. Laserová shearografie detekuje velikost poškození konstrukce přesněji také u poškození typu VID.

Další vhodnou aplikací leaserové shearografie je detekce rozlepení a trhlin v kompozitu a rozlepení lepených spojů, např. lepených sendvičů, nebo lepených kompozitových oprav na konstrukcích jak kompozitních, tak i kovových letadel. Na obr. 11 je typický obraz trhliny v kompozitní konstrukci.

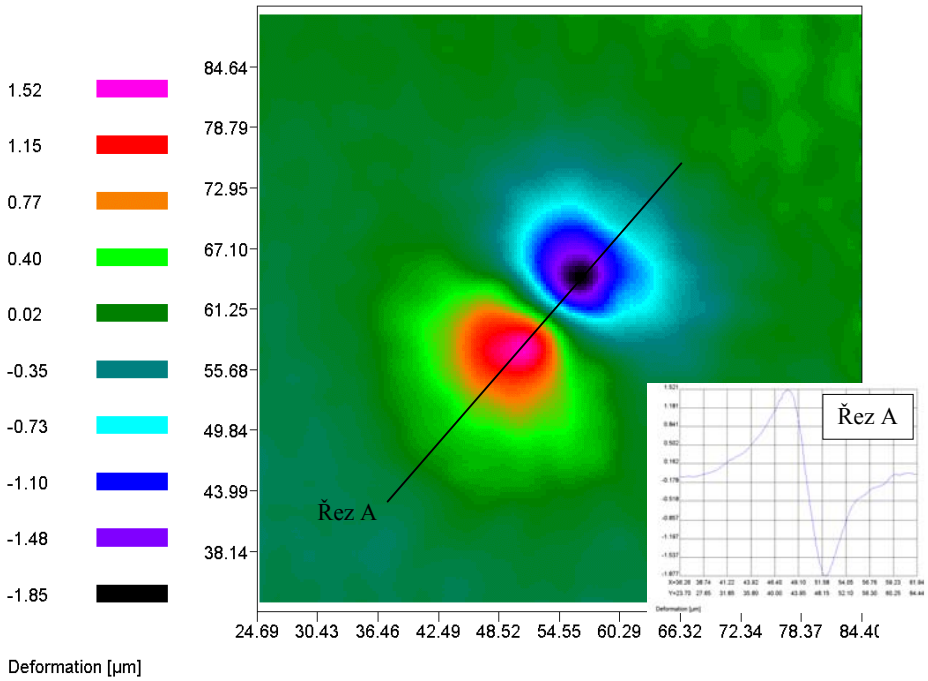
Na kovovém panelu křídla (plech tloušťky 1,2 mm) s existující únavovou poruchou přelepenou kompozitní záplatou je dále demonstrován rozdíl ve vizualizaci velikosti rozlepení ve styku kov/kompozit a délky trhliny při různém způsobu zatěžování konstrukce [9]. Na obr. 12 je sestava měřicí hlavice systému Q-800 a panelu regulární oblasti spodní strany křídla se záplatou. V pravé části obr. 12 je detail záplaty (označení V1) se schematicky vyznačenou trhlinou v plechu, která byla

rozcyklována do velikosti přesahující obrys záplaty až po jejím nalepení. Obr. 13 zobrazuje výsledky měření přístrojem Q-800 pro tepelný, mechanický a vibrační způsob zatěžování, černým rámečkem jsou vymezeny okraje záplaty. V případě tepelného zatěžování byla zkoumaná plocha po dobu 5 s nahřívána halogenovou lampou 500W ze vzdálenosti cca 50 mm. V případě mechanického zatěžování byla kontrolovaná oblast cyklicky zatěžována tahovou/tlakovou silou s nízkou frekvencí (okolo 0,2 Hz), při vibrační měření byl soustava kovová konstrukce/záplata rozkmitána úderem kladívka. Z měřených dat je zřejmé, že všechny metody poskytují shodné výsledky. Nejsilnější odezva byla naměřena při cyklickém mechanickém způsobu zatěžování. To je pravděpodobně způsobeno skutečností, že zanesené deformace do zkušebního tělesa od vnějšího zatížení byly v tomto případě největší. V lepeném spoji vykazují všechny metody srovnatelný rozsah poškození.

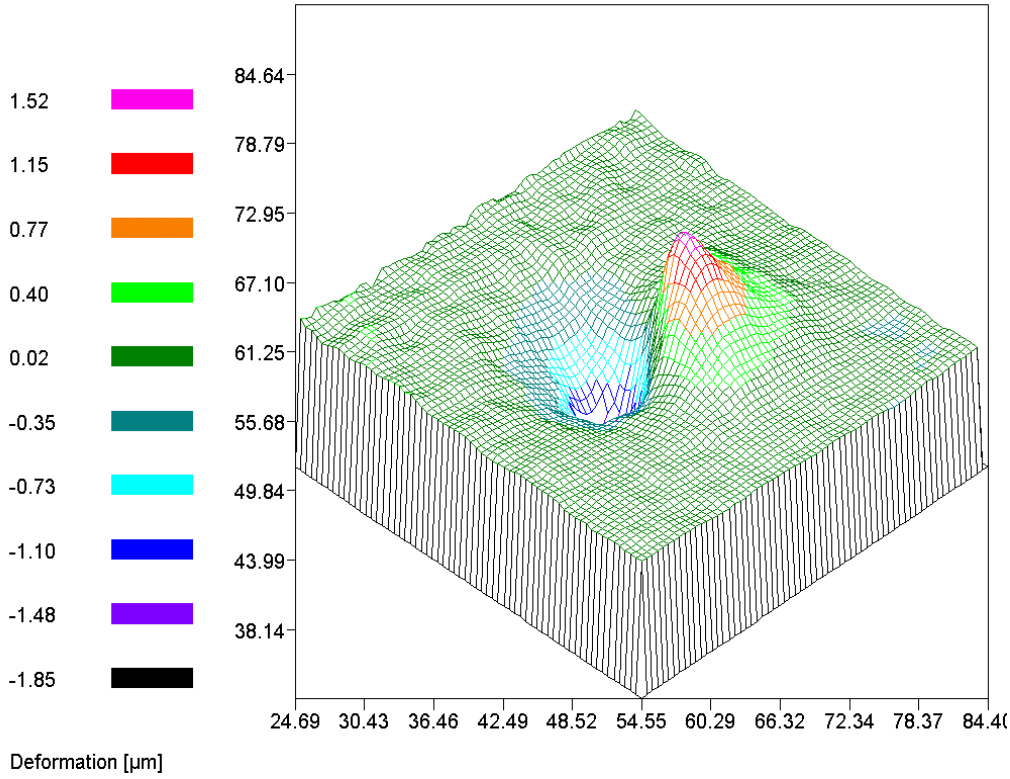
Laserová shearografie je schopná detekovat nejen vady, ale také mapovat vnitřní stavbu konstrukce. Typickým příkladem je obr. 14, který zobrazuje zkoušku vrtulníku AGUSTA EH-101 [10]. Obr. 14 poskytuje základní informaci jak o konstrukci (lze rozpoznat jednotlivé kompozitní části konstrukce zadní části trupu a svislé ocasní plochy), tak i o vyskytující se vadě.

Laserová shearografie byla také použita při kontrolách potrubí [11], [12]. Na obr. 15 jsou ukázány výsledky prohlídek a nalezených defektů v trubkách. Měření byla prováděna u trubek o průměru od 100 do 400 mm s tloušťkou stěny 4 až 8 mm určených pro studenou vodu [12]. Při měření byla prokázána citlivost pro identifikaci vad lepší než 15 % tloušťky stěny při změně tlaku 5 až 7 bar. Shearografií lze v tomto případě detekovat nejen trhliny, ale také korozi potrubí.

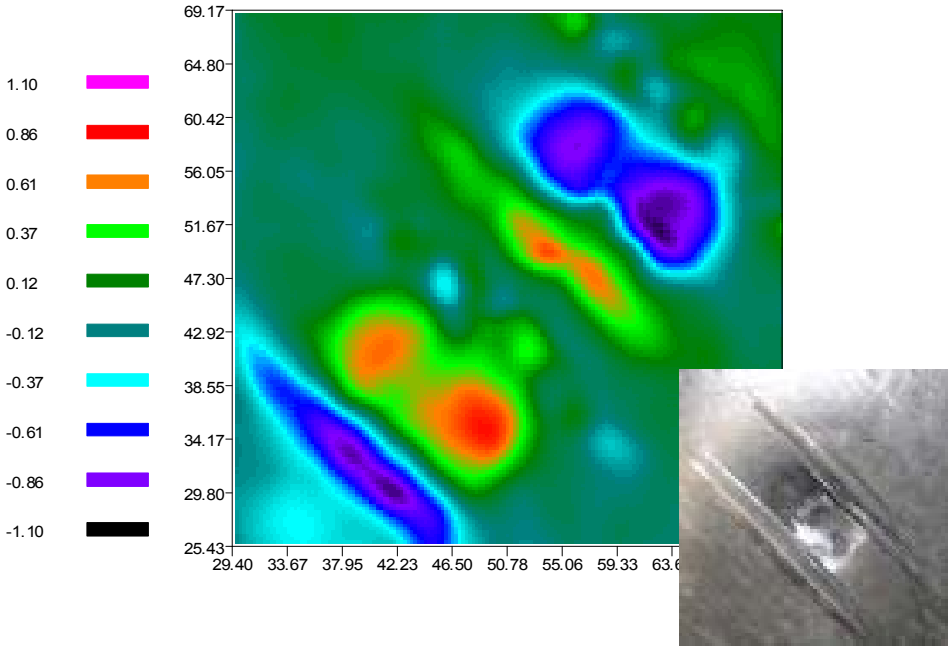
Obr. 5 Shearografický systém Q-800



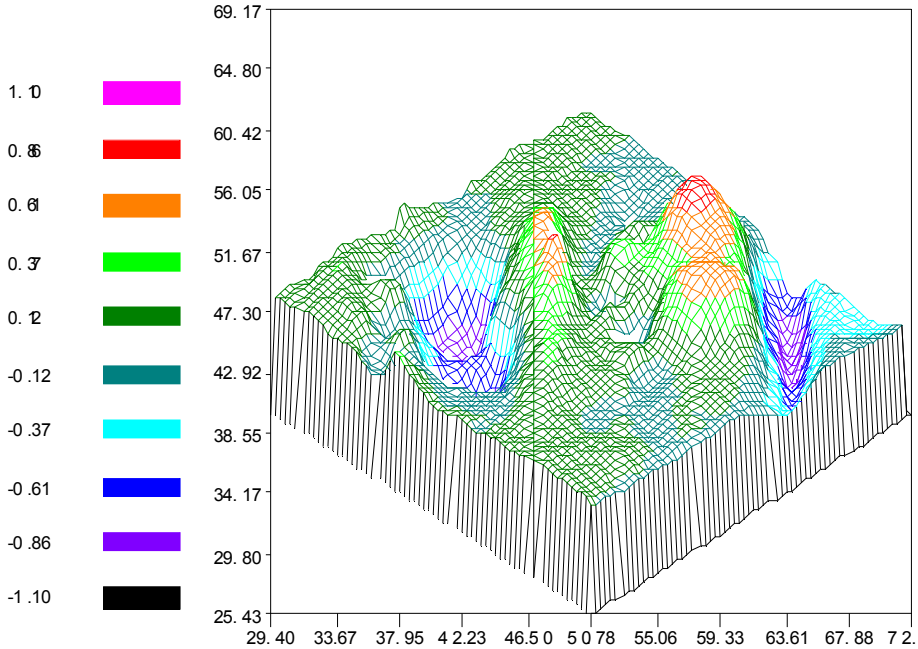
Obr. 6 Typický shearografický obraz poškození typu BVID získaný při tlakovém způsobu zatížení konstrukce s průběhem gradientu deformace v řezu A



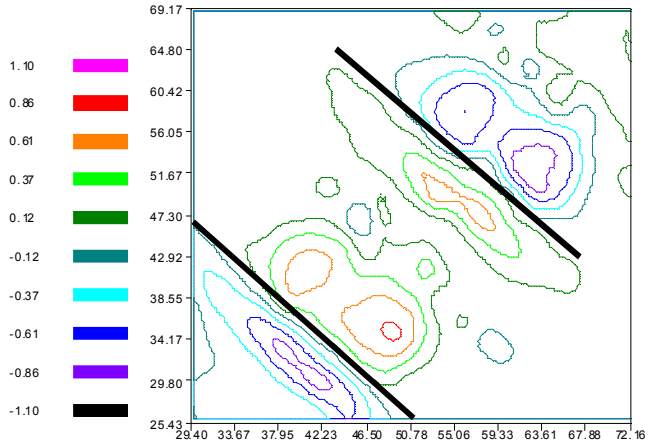
Obr. 7 Typický 3D obraz poškození typu BVID získaný při tlakovém způsobu zatížení konstrukce



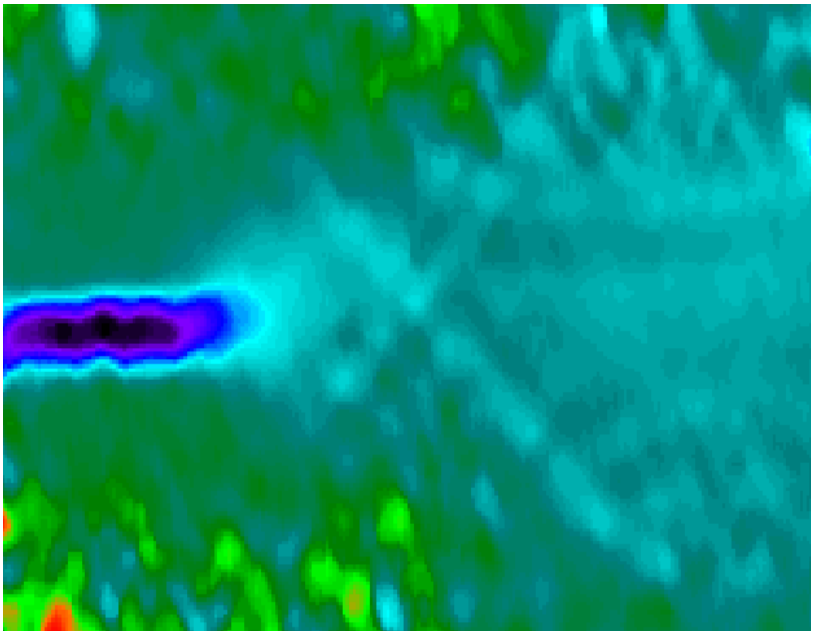
Obr. 8 Typický shearografický obraz a fotografie poškození typu VID získaný při teplotním způsobu zatížení konstrukce



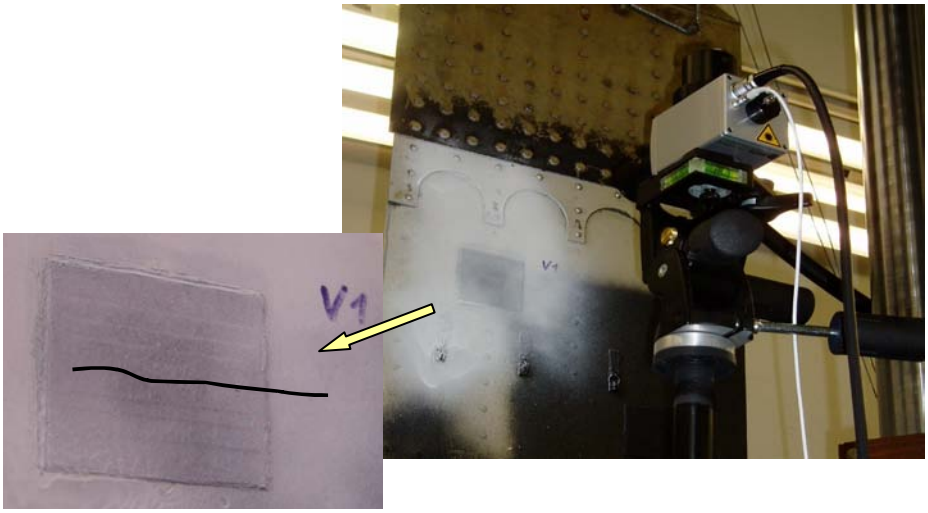
Obr. 9 Typický shearografický 3D obraz poškození typu VID získaný při teplotním způsobu zatížení konstrukce



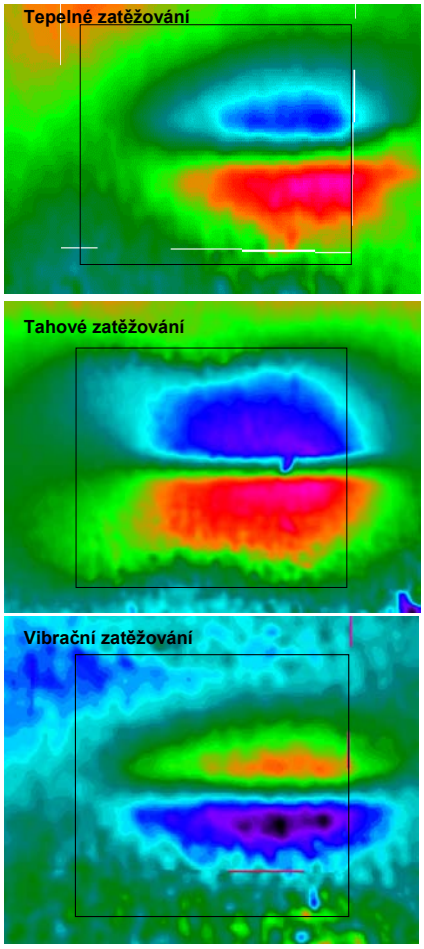
Obr. 10 Typický shearografický obraz izobar poškození typu VID získaný při teplotním způsobu zatížení konstrukce



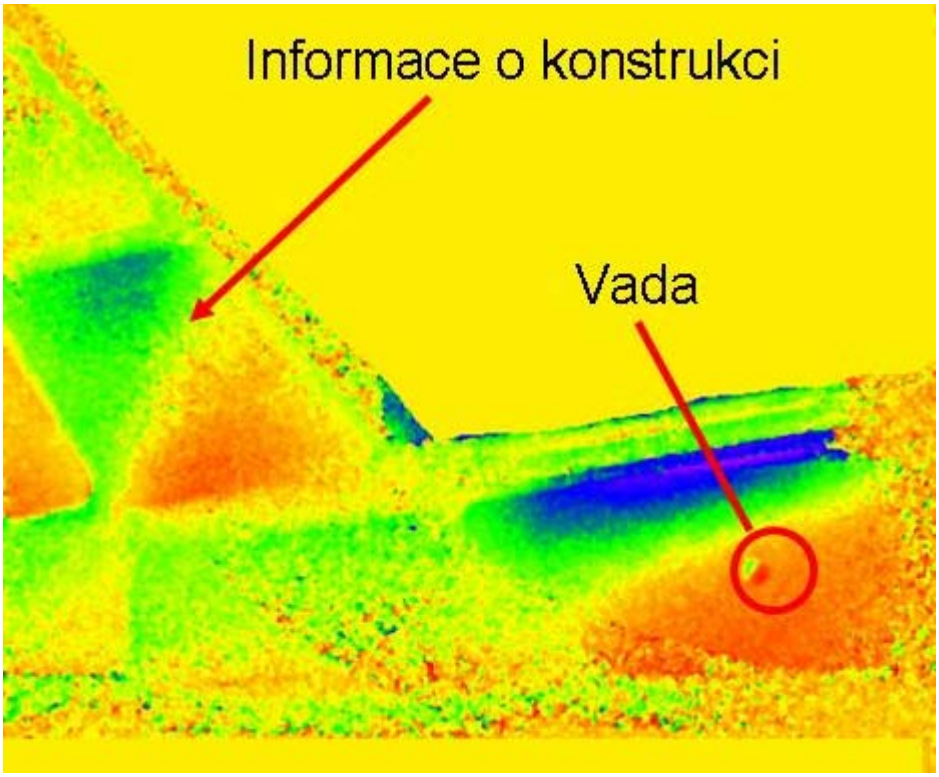
Obr. 11 Typické zobrazení trhliny v kompozitní konstrukci



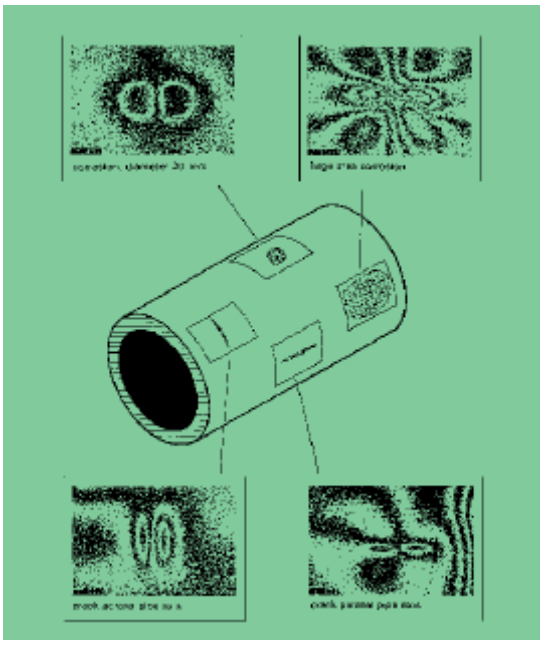
Obr. 12 Sestava měřicí hlavice systému Q-800 a panelu regulární oblasti spodní strany křídla se záplatou včetně detailu záplaty (označené V1) se zvýrazněnou trhlinou v plechu



Obr. 13 Porovnání shearogramů kovové konstrukce přelepené kompozitovou záplatou získaných při tepelném, mechanickém a vibračním způsobu zatěžování



Obr. 14 Shearografická fázová mapa oblasti zadní části trupu a svislé ocasní plochy velikosti cca 3 x 3 m získaná s využitím teplotního zatěžování [10]



Obr. 15 Schematický obraz nálezů trhlin a koroze u trubek získaný shearografií s využitím tlakového zatížení (vnitřním přetlakem) [12]

Závěr

Předložený příspěvek se zaměřuje na výklad principu laserové shearografie a uvedení některých příkladů její aplikace v průmyslu. V práci jsou uvedeny různé aplikace i způsoby zatěžování konstrukčních dílů, které vyžaduje metodika zkoušení pro tuto metodu. Přestože byla shearografie vyvíjena především pro kontrolu kompozitních konstrukcí, je ukázáno, že její využití není striktně omezeno pouze těmito materiály. Laserovou shearografií lze detekovat vady vyskytující se pod povrchem částí a konstrukcí, které nejsou zjistitelné vizuální metodou. Jsou to vady typu delaminace, trhliny, pórozita, rozlepení, rázová poškození, koroze, apod. V porovnání s ostatními metodami nedestruktivního zkoušení (ultrazvuk, vířivé proudy, rentgen) je to metoda výrazně rychlejší a poskytuje v reálném čase plošnou informaci o konstrukci. V řadě případů vady detekované laserovou shearografií odpovídají oproti vadám detekovaným jinými metodami více skutečnosti.

Literatura

[1] Yang LX, Steinchen W, Schuth M, Kupfer G.: Precision measurement and nondestructive testing by means of digital phase shifting speckle pattern and speckle pattern shearing interferometry. Measurement 1995, Vol. 16, s. 149 - 160.

[2] Steinchen W, Yang LX, Kupfer G, Mächel P.: Nondestructive testing of aerospace composite materials using digital shearography. Journal of Aerospace Engineering, 1998, Vol. 212, s. 21 - 30.

[3] Hung Y. Y., Shang H. M., Yang LX. Unified approach for holography and shearography in surface deformation measurement and nondestructive testing. Opt, Eng. 2003; Vol. 42(5), s. 1197 - 1207.

[4] Kalms, M., Jueptner, W.: Mobile shearography, NDT.net, April 2005, Vol. 10, No. 4.

[5] Y. Y. Hung, C. Y. Liang: Image-shearing camera for direkt measurements of surface strain. Applied Optics, Vol. 18, 1979, s. 1046 - 1051.

[6] Impact Damage Characterization and Damage Tolerance of Composite Sandwich Airframe Structures. DOT/FAA/AR-00/44, Federal Aviation Administration, 2001.

[7] Růžek, R., Lohonka, R., Jironč, J.: Ultrasonic C-Scan and shearography NDI techniques evaluation of impact defects identification. NDT&E International, Elsevier, 39(2006), s. 132 - 142.

[8] Růžek, R., Lohonka, R., Jironč, J.: Comparison of selected NDI techniques for impact defects identification in composite sandwich structures. AeroTesting Expo Europe 2005, 7.4.2005, Hamburg, SRN.

[9] Růžek, R., Lohonka, R.: Ověření systému Q-800 pro identifikaci vad v lepených spojích složených konstrukcí kompozit-kov. Zpráva VZLÚ R-3638/04, 2004, 20 s.

[10] Pezzoni, R., Krupka, R.: Laser-Shearography for Nondestructive Testing of Large Area Composite Helicopter Structures. 15th World Conference on Nondestructive Testing, 15 - 21 October 2000, Roma, Italy.

[11] R. Krupka, T. Walz, A. Ettemeyer, E. Moser: Industrial Applications of Shearography for Inspection of Aircraft Components. Dantec Ettemeyer Gmbh., Germany.

[12] Ettemeyer, A.: Laser shearography for Inspection of Pipenlines. Dantec Ettemeyer Gmbh., Germany.

Zkoušky kompozitních konstrukcí malých sportovních letadel prováděné LAA ČR

Ing.Miroslav Kábrt (Vanessa air, s. r. o.)

Ve zprávě je prezentován vývoj a současný rozsah zkoušek kompozitových konstrukcí prováděných v rámci certifikace a vývoje malých sportovních letadel pod správou LAA ČR.

1. Úvod

Po roce 1990 nastal prudký rozvoj letounů kategorie UL. Správou této kategorie byla pověřena Letecká amatérská asociace ČR, která musela velice brzy vypracovat systém schvalování a zkoušek těchto letadel.

Již od začátku se zabývala zkoušením a schvalováním i pevnostních kompozitových částí letadel, které se v této progresivní kategorii objevovaly již od roku 1990 (části trup v oblasti osádky letoun Straton a Moby Dick). Postupně se využití kompozitů na pevnostní části letadel stále zvyšovalo a po roce 1996 nastal takový rozvoj kompozitových konstrukcí v této kategorii, že v současnosti tvoří přes 50 % z počtu vyráběných UL letounů.

Prováděné zkoušky můžeme rozdělit do několika kategorií:

- certifikační typové zkoušky letounu s kompozitovou konstrukcí;
- vývojové zkoušky pevnostních kompozitových dílů používaných na letounech;
- speciální zkoušky kompozitových dílů nebo konstrukcí reagující na požadavky zjištěné v provozu nebo nad rámec běžných certifikací;
- zkoušky kompozitových materiálů.

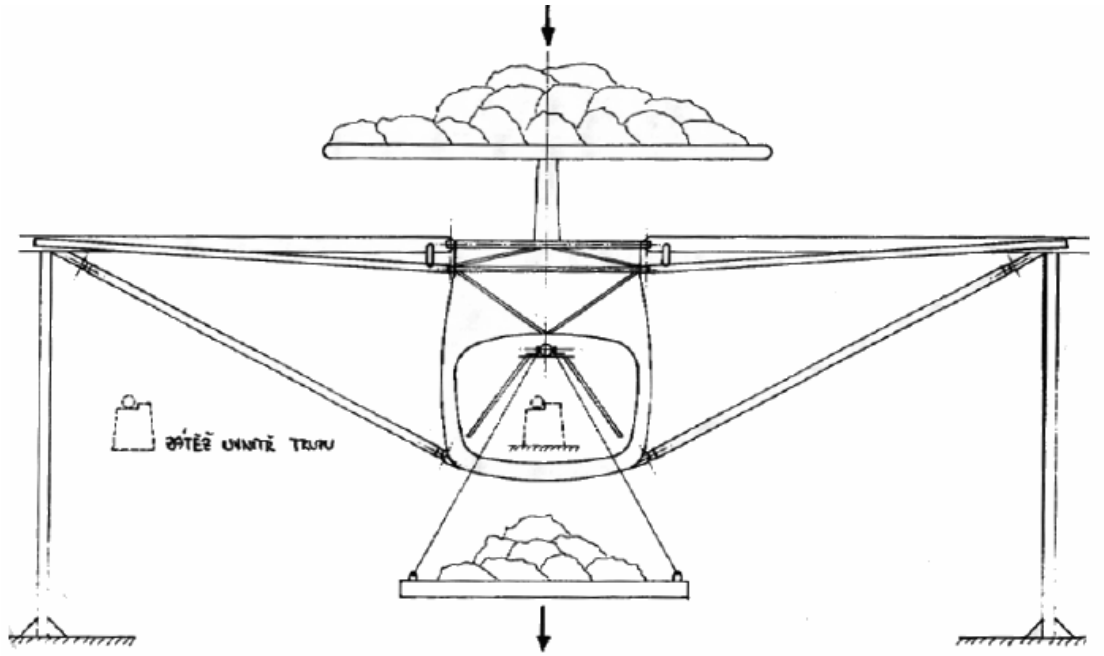
2. Certifikační zkoušky letounů s kompozitovou konstrukcí

Tyto certifikační pevnostní zkoušky slouží k prokázání základní strukturální pevnosti všech nosných kompozitových dílů letounu jako jsou křídlo, trup, ocasní plochy atd.

Prvním schvalovaným větším kompozitovým pevnostním celkem byl trup letounu JORA v roce 1993. Jednalo se o skořepinový trup z polyesterového laminátu s významnými vyztužujícími podélnými prvky a přepážkami.

LAA nedisponuje žádnou vlastní centrální zkušebnou, proto byla zvolena metoda zkoušek přímo u výrobce pomocí zátěžových pytlíků, kterými se realizovaly setrvačné a aerodynamické síly působící na trup. Velká pozornost byla věnována okrajovým podmínkám zkoušky. Jednalo se totiž o vzpěrový hornoplosník, u kterého působí na trup výrazné zatížení od vzpěry. Přípravek tedy zahrnoval i náhradu části

křídla a vzpěry, aby byly zachovány silové poměry na trupu. Schéma zkoušky je patrné z následujících obrázků.



Obr. 1 Schéma zkoušky trupu JORA

Obr. 2 Zkouška trupu JORA

Trup byl postupně zatěžován a byl sledován s ohledem na vznik a vývin stabilitních jevů na potahu, při jejichž rozvinutí nad určitou mez byla zkouška zastavena a trup byl upraven a zkouška byla zopakována až do vyhovujícího výsledku. Zkoušky probíhaly do početního zatížení.

Tato základní filosofie zkoušek byla později zachována a dále rozvíjena a aplikována na všechny další díly letounu. Postupně byl vytvořen komplex průkazných zkoušek respektujících konstrukci letounu a plnících pevnostní průkaz.

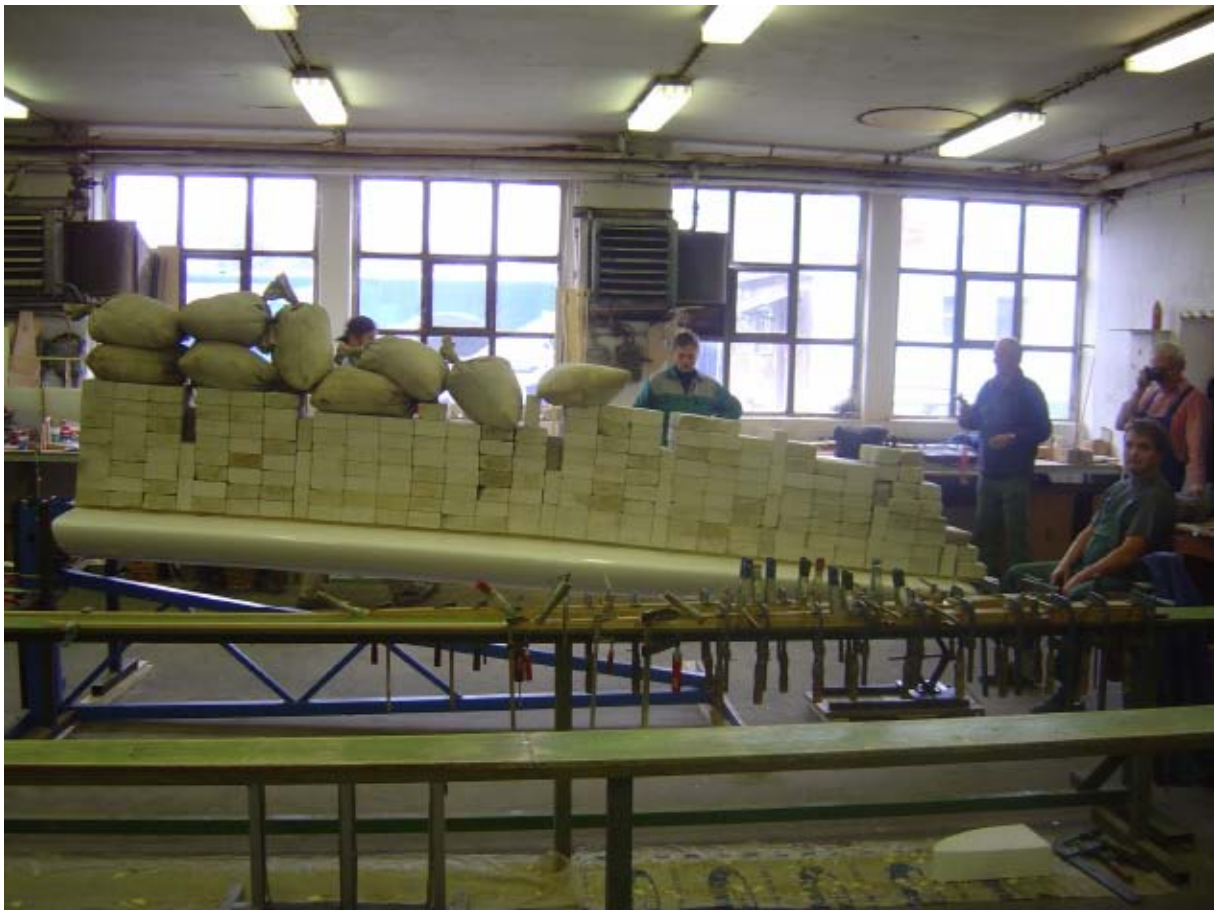
Rozsah takových certifikačních zkoušek je dokumentován seznamem zkoušek prováděných v současnosti na letounu VL-3.

Seznam provedených zkoušek VL-3:

- zkouška křídla na kladný ohyb
- zkouška křídla na záporný ohyb a maximální krut
- zkouška dutiny křídla krut
- zkouška kořenové části křídla na krut
- zkouška trupu maximální násobek kombinovaný s poryvem na VOP
- zkouška trupu maximální násobek kombinace zatížení VOP a SOP
- zkouška motorového lože boní násobek
- zkouška motorového lože krutová tuhost
- zkouška motorového lože na kladný násobek
- zkouška VOP manévr
- zkouška VOP poryv
- zkouška VOP nesymetrický případ
- zkouška trasy řízení VOP závěsovým momentem od manévru
- zkouška nožního řízení silou od pilota
- zkoušky tras řízení silami od pilota
- zkoušky dorazů řízení
- zkouška tuhosti výškového řízení
- zkouška tuhosti směrového řízení
- zkouška tuhosti příčného řízení
- pádová zkouška hlavního podvozku - padostroj
- shozová zkouška letounu na 3 body
- shozová zkouška letounu na 2 body
- dodatečné podmínky pro příďový podvozek
- dodatečné podmínky pro hlavní podvozek

Zkoušky byly dříve většinou pouze do početního zatížení s měřením deformace konstrukce v několika bodech. Další hodnocení bylo pouze vyhověl nebo nevyhověl. Zvláště u křídel, která jsou kritická pro případné zvyšování vzletové hmotnosti, byla snaha získat více informací o rezervách konstrukce, tedy pokračovat se zkouškami až do destrukce konstrukce.

Při zatěžování pytlíky je toto dost rizikové pro personál obsluhující zkoušky, představu o zátěžích ležících na křídle dává následující obrázek.



Obr. 3 Zátěžová zkouška křídla letounu Faeta

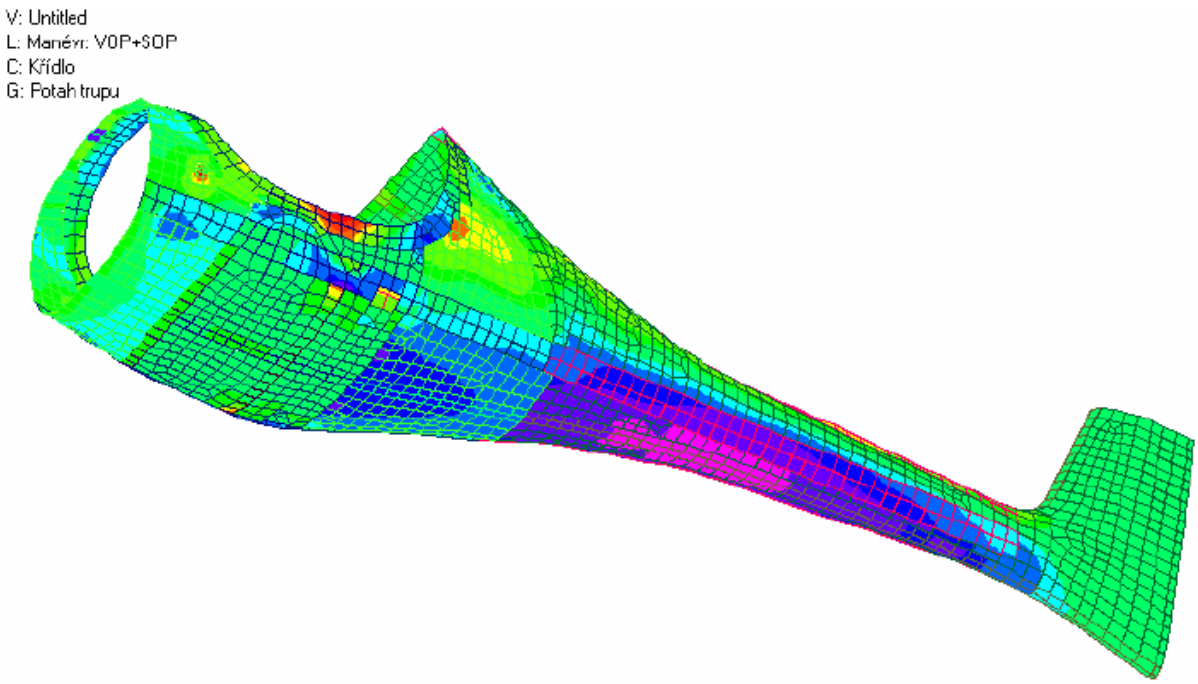
Významným pokrokem v této oblasti bylo navázání spolupráce s Leteckým ústavem VUT Brno, jehož zkušebna umožnila bezpečně provádět zkoušky křídel až do zlomu pomocí zatěžování křídla hydraulickým válcem a systémem kleštin. Díky systému snímání deformací a možnosti tensometrování konstrukce se významně zvýšilo množství užitečných informací o průběhu zkoušky.

Obr. 4 Zátěžová zkouška křídla UFM-13 VUT Brno

Každá schvalovaná kompozitová konstrukce tedy projde systémem pevnostních zkoušek pokrývajících požadavky předpisu minimálně do početního zatížení. Zkoušky jsou prováděný za normálních teplot, proto jsou aplikovány různé dodatečné koeficienty pro kompozity pro části, kde je to považováno za vhodné.

U křídel se upřednostňuje provedení zkoušek až do zlomu z hlediska zjištění rezerv konstrukce. Často bývá po poruše provedena i oprava a zesílení kritického místa a zkouška se opakuje ke zjištění dalšího kritického místa.

Zkoušky v případě poruch konstrukce jsou porovnávány s návrhovými výpočty a to významně slouží k upřesnění návrhových výpočetních metod.



Obr. 5 Kritické místo stabilitní poruchy výpočet

Obr.6 Kritické místo stabilitní poruchy zkouška

Spolupráce s katedrou letadel ČVUT Praha vyústila ve zprovoznění zařízení na měření vlastních frekvencí konstrukce a tak k podstatnému zkvalitnění flatrového

průkazu konstrukcí, kde dosud LAA byla odkázána na letové zkoušky a testy v zahraničních institucích.

Obr. 7 Frekvenční zkoušky křídla

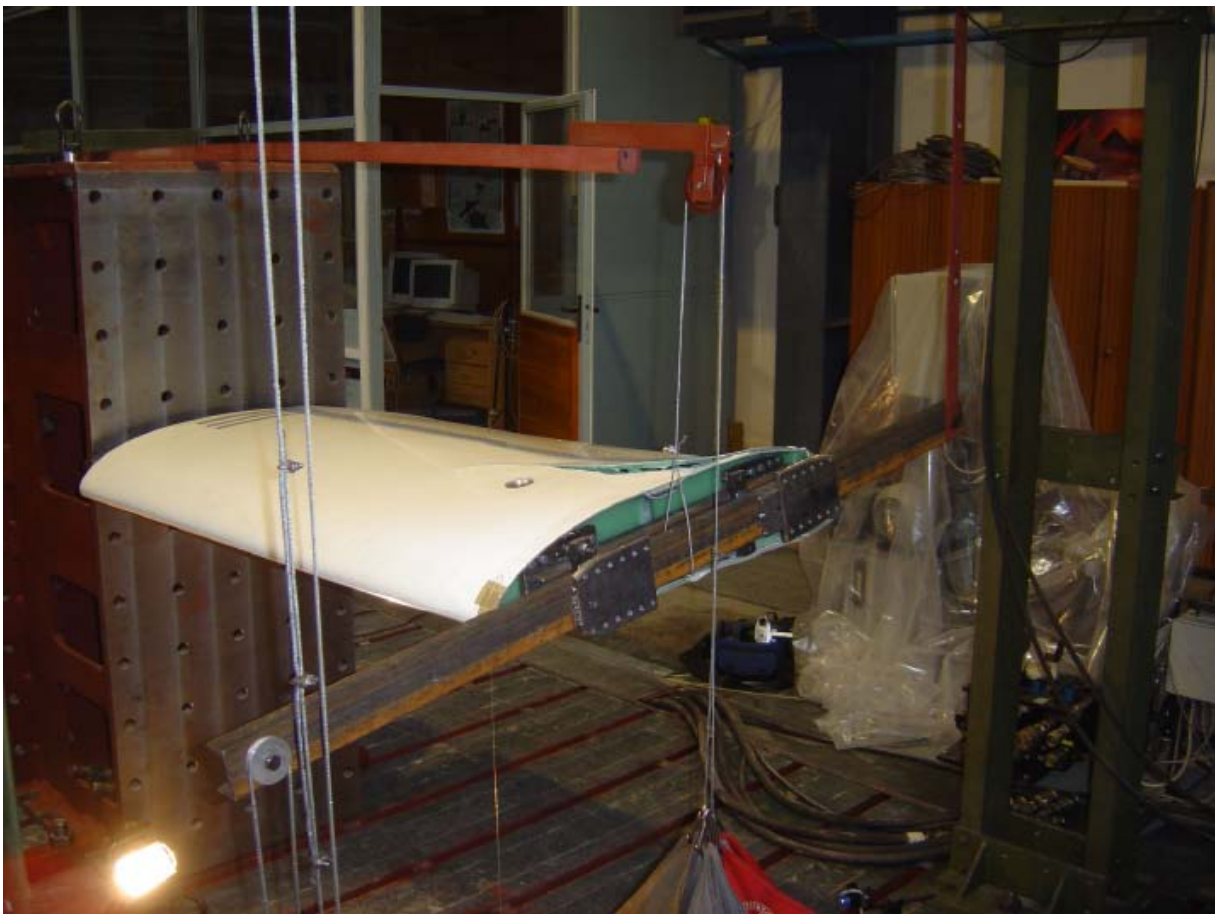
3. Vývojové zkoušky kompozitových dílů používaných na letounech

S rozvojem kategorie UL vznikly i různé specializované firmy dodávající pevnostní kompozitové díly na letadla. Jedná se například o kompozitové podvozky a vrtule. Na nich je možno demonstrovat vývojové zkoušky sloužící k vyvinutí dílů požadovaných vlastností, které jsou poté ověřovány v zástavbě na reálné konstrukci.

Při vývoji prvních kompozitových pružin pro UL letouny bylo pouzíváno ověřování pomocí statických zatěžovacích zkoušek. To se ukázalo jako nedostatečné pro ladění požadovaných zkoušek podvozků a přešlo se k dynamickým zkouškám podvozků na jednoduchých padostrojích. Tyto zkoušky mají větší vypovídací hodnotu a ve spojení s měřením průběhu násobků při dopadu umožňují podvozek lépe naladit a optimalizovat.

Obr. 8 Jednoduchý padostroj s laminátovým podvozkem

Příkladem dalších vývojových zkoušek může třeba být optimalizace skladeb dutin sendvičových křídel na požadované krutové zatížení pomocí zkoušek segmentů dutin křídla.



Obr. 9 Zkouška torsní dutiny křídla

4. Speciální zkoušky kompozitových dílů

Tyto zkoušky jsou zadávány na základě požadavků vzniklých z provozu letounů nebo z havárií, či na základě vzniku neobvyklých konstrukcí vybočujících z našich běžných certifikačních podmínek. V následujícím textu je uvedeno několik takových případů.

V našich podmínkách jsou netypické vodní letouny, přesto zde došlo na požadavek zahraničního zákazníka k vývoji kompozitových plováků a celé amfibie Seahawk. V rámci zkoušek byly tedy uskutečněny pevnostní zkoušky zohledňující vodní zatížení kompozitové konstrukce. Na zvolené zatížení vodou byly provedeny pevnostní zkoušky konstrukce pytlíky a poté se pokračovalo řízenými letovými zkouškami na vodní hladině. Tyto zkoušky zahrnovaly i přistání do uměle vytvářených vln spolu s měřením násobků na konstrukci pomocí záznamových g-metrů.

Obr. 10 Pevnostní zkoušky plováků

Obr. 11 Vodní zkoušky amfibie SEAHAWK

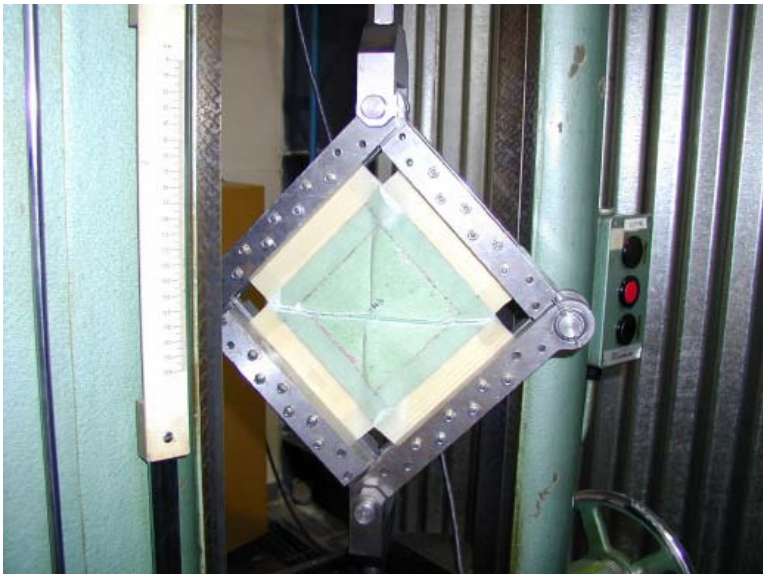
Na základě požadavků na pasivní bezpečnost osádky ve španělském předpisu UL bylo nutno provést dodatečné jimi definované zkoušky konstrukcí z výše 1 m, pod definovanými dopadovými úhly 0 °, 30 ° a 45 °. Vyhodnocovala se celistvost prostoru osádky po dopadu. Zkoušky byly doplněny měřením zrychlení ve dvou osách.

Obr. 12 Zkouška letounu UFM-13, dopadový úhel 45 °

Další neobvyklé zkoušky byly provedeny na zhodnocení vlivu průniku benzinu z integrální nádrže laminátového křídla do sendviče potahu, které se projevilo puchýřky na vnější vrstvě.

Obr. 13 Vady povrchu sendviče po průniku benzinu

K zhodnocení vlivu na pevnost sendviče byly ve spolupráci s firmou SYNPO Pardubice zorganizovány zkoušky smykových desek sendviče namáčených v benzinu a posléze byly provedeny zkoušky zbytkové pevnosti dutiny křídla znehodnocené průnikem benzinu do pěny.



Obr. 14 Zkoušky smykových desek sendviče s benzinovou exspirací

Dalšími zajímavými zkouškami byly zkoušky deformačního chování soustavy kompozitové křídlo a flaperon při vysokých násobcích na základ vyloučení jedné z vyšetřovacích teorií incidentu, při kterém došlo ke ztrátě podstatné části flaperonu křídla. Jedna z teorií byla, že k ulomení došlo díky vzájemné deformaci křídla a flaperonu při vysokém násobku.

Obr. 15 Deformační zkouška systému flaperon křídlo

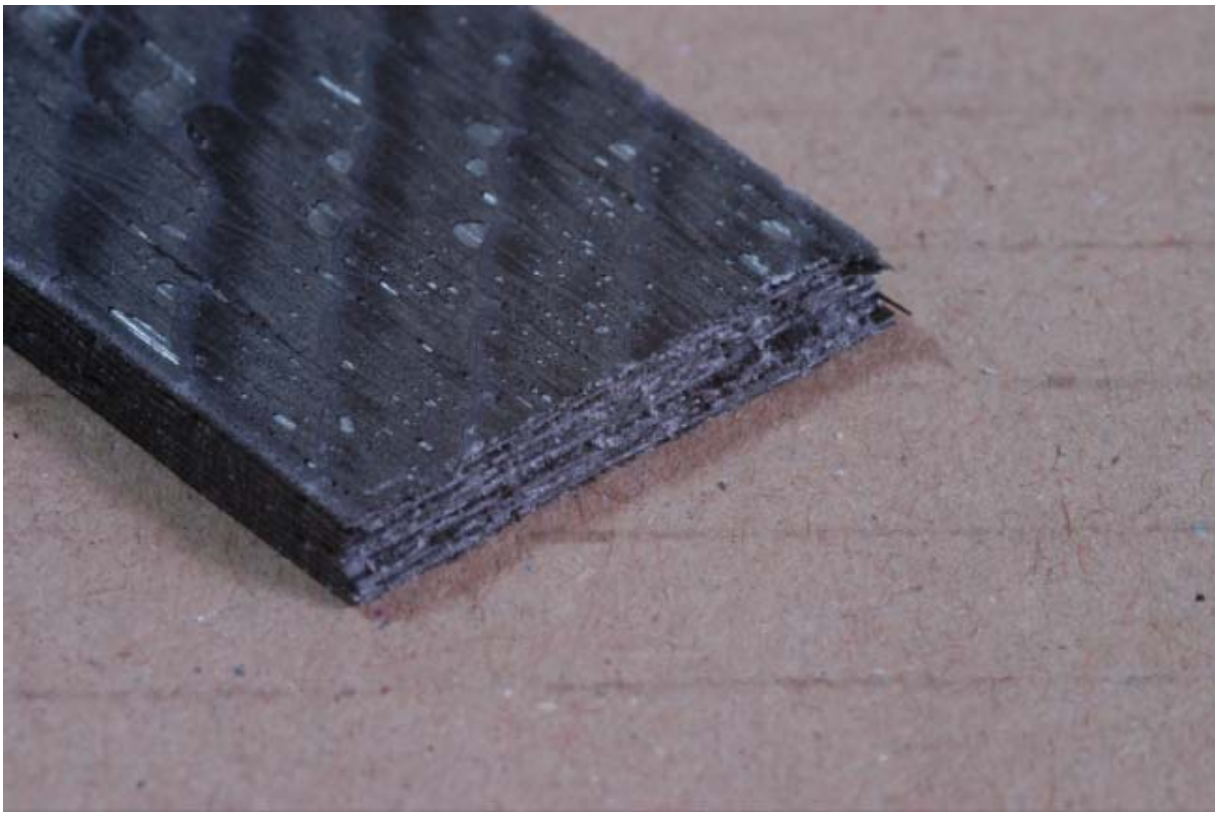
5. Zkoušky materiálů

Zkouškám primárních kompozitních materiálů se v minulosti nepřikládala v oboru UL letadel zvláštní důležitost. Prakticky se pracovalo pouze s osvědčenými materiály používanými na výrobu větroňů. O těchto materiálech byly základní parametry dobře dohledatelné i v literatuře.

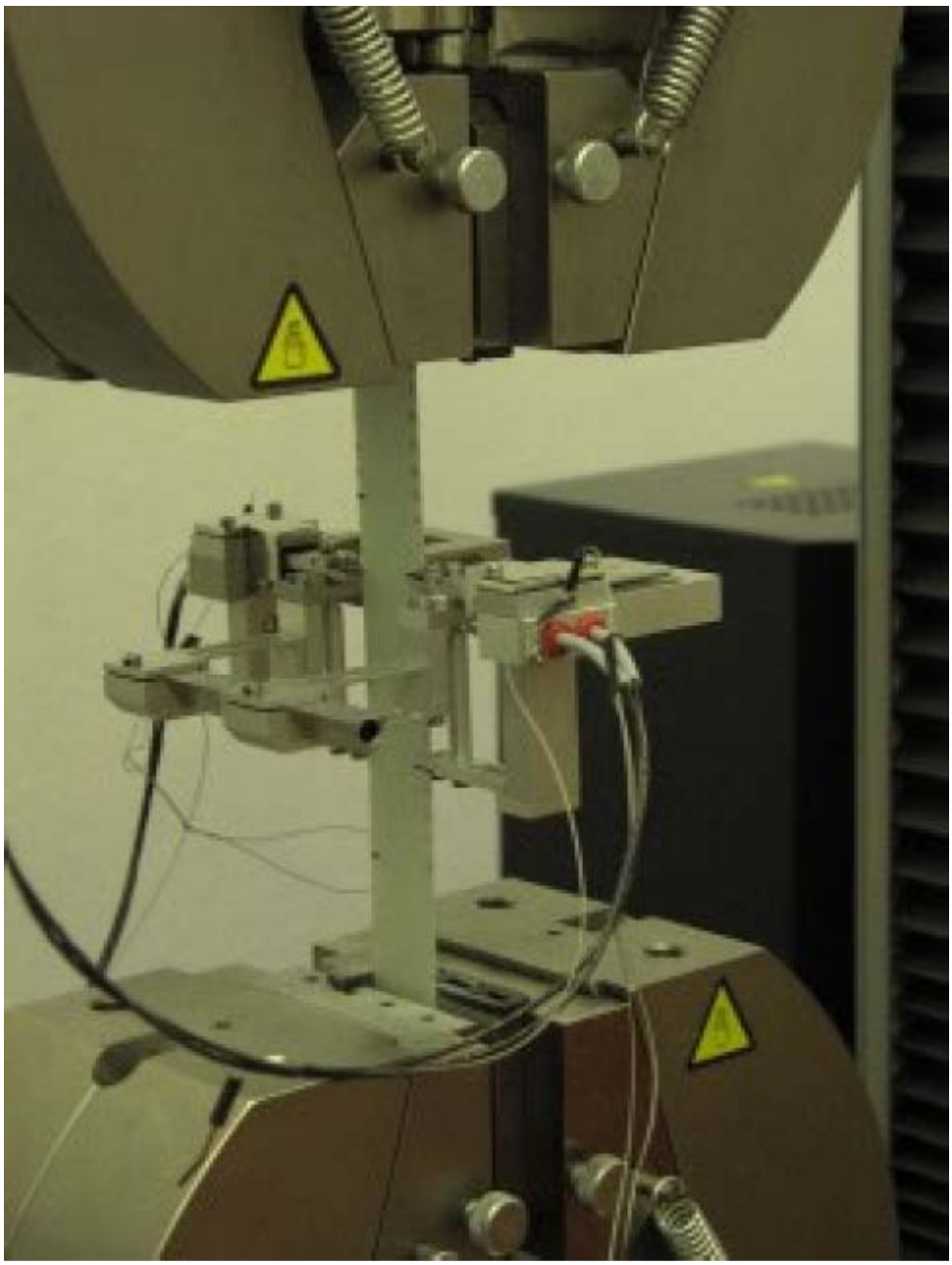
Teprve v poslední době vznikl tlak ze strany výrobců související se snižováním vah na přesnější výpočty, které vyžadují přesnou znalost materiálových konstant.

Jako další naprosto zásadní faktor vedoucí k rozšíření zkoušek materiálů se ukazuje nedostatek uhlíku trvající už druhý rok. Ze strany výrobců to vede na požadavky hledání náhrad a záměn stávajících materiálů, což je bez podrobných zkoušek nemožné.

Oblast zkoušek materiálů se proto významně rozšiřuje, jako zásadní se ukazuje spolupráce s katedrou letadel na ČVUT Praha, která je pro podobné zkoušky dobře vybavena.



Obr. 16 Porucha srovnávacího vzorku uhlíkové tkaniny



Obr. 17 Zkušební zařízení pro zkoušky kompozicových materiálů

6. Závěr

V předchozím textu je prezentován rozsah zkušebnictví v oboru kompozitních konstrukcí malých letadel. Ve spolupráci LAA ČR, vysokých škol a výrobců se podařilo vytvořit systém, který umožnil aplikaci a certifikaci kompozitních konstrukcí na malá letadla při zachování dostatečné jednoduchosti a cenové přijatelnosti. Funkčnost systému je potvrzena už desetiletým masovým provozem těchto konstrukcí v různých klimatických podmínkách po celém světě.

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl

Elektronický sborník VZLÚ, a. s.

Č. 1, duben 2006, 1. 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: Ing Zbyněk Hruška (hruska@vzlu),
Stanislav Dudek (dudek@vzlu)

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

© 2006 VZLÚ, a. s.

Vychází nepravidelně na webových stránkách Ústavu u příležitosti seminářů pořádaných VZLÚ. Veškerá práva vyhrazena.

ISSN 1801-9315