

č 11 / 2010



Toto číslo elektronického sborníku obsahuje příspěvky přednesené na 5. ročníku seminářů VZLÚ - Věda, výzkum a vývoj v českém leteckém průmyslu, jehož téma bylo "Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR".

ISSN 1801 - 9315



EUROPEAN UNION EUROPEAN REGIONAL DEVELOPMENT FUND INVESTMENT IN YOUR FUTURE





za podpory Asociace leteckých výrobců ČR a České technologické platformy pro letectví a kosmonautiku

23.3.2010

TRANSFER

Výzkum a vývoj pro letecký průmysl Elektronický sborník VZLÚ, a.s. Číslo 11, březen 2010, 5. ročník

Adresa redakce:

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

Šéfredaktor:

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

Technický redaktor, výroba: Stanislav Dudek (<u>dudek@vzlu.cz</u>)

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

© 2010 VZLÚ, a.s.

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

Vědeckotechnický seminář VZLÚ "Nové poznatky v oblasti materiálů, technologií, zkoušek a aplikací kompozitů v leteckém průmyslu ČR"

Kompozity a letecký průmysl byly, jsou a budou vždy spojeny s pojmem výrazného dynamického růstu ve všech výzkumných, vývojových a výrobních oblastech. Kompozity ve všech podobách učinily za poslední období v leteckém průmyslu ve všech kategoriích letadel podstatný krok, což se týká i stavu v ČR. Kompozity ovládly jak oblast konstrukcí malých letadel, tak civilních letadel nejvyšších kategorii a zároveň celou oblast letadel bojových, včetně vrtulníků a bezpilotních prostředků.

Během roku byla řešena zajímavá témata v této oblasti. Letos je tématika semináře soustředěna opět na širší oblast zájmu, tj. jak materiálů a technologií, tak zkoušek a aplikací. Půjde opět o nové informace, nové pohledy na trendy v oboru a zároveň o prezentaci současných výsledků činností v zajímavých technických tématech na vybraných pracovištích v ČR. V posledních letech jsou v ČR realizovány významné výrobní programy zahraničních společností v oboru kompozitních konstrukcí a řešeny výzkumně-vývojové projekty v rámci RP EU. I k této nové situaci je nutno v tématech semináře přihlédnout.

Jednodenní setkání ve VZLÚ je významným kontaktním místem setkání odborníků z různých podniků českého leteckého průmyslu, akademických pracovišť, státních úřadů, armády ČR a zároveň pracovníků LAA ČR. Přínosem pro každého účastníka je získání přehledu, zhodnocení stavu a možnost diskuse k aktuálním problémům.



(Pouze ilustrativní obr.)

Obsah sborníku

- 5 Návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku celokompozitního trupu malého dopravního letounu Ing. Jiří Běhal, CSc, VZLÚ, a.s., Praha
- **13** Statické a únavové zkoušky reálného modulu celokompozitní sekce trupu malého dopravního letounu Ing. Petr Průcha, Ing. Michal Řehák, LA composite, s.r.o.; Ing. Vladimír Snop, VZLÚ, a.s., Praha
- **25** Automatizace NDT pro výrobu primárních kompozitních dílů Zdislav Hospodka, Ing. Josef Křena, Letov letecká výroba, s.r.o.
- **31** Moderní přístupy pro spojování kompozitních dílů primárních leteckých konstrukcí technologií lepení Dr. Ing. Roman Růžek, VZLÚ, a.s., Praha
- **40** Tenzometrická měření uložení kořene kompozitního vrtulového listu Ing. Vilém Pompe, Ph.D., VZLÚ, a.s., Praha
- 49 Sendvičová kompozitní lopatka ventilátoru pro pohonnou jednotku malých letadel Ing. Karel Barák, ČVUT Praha
- 57 Characteristic Changes of Material During Production Technology Development Ing. Michal Trnkóci, LÚ FME VUT Brno

Návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku celokompozitního trupu malého dopravního letounu

Ing. Jiří Běhal, CSc.

Příspěvek shrnuje přístup k návrhu zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku celokompozitního trupu malého dopravního letounu. Jsou uvedeny poklady pro spektra letových a pozemních zatížení, způsob simulace vlivu prostředí a simulace provozních zatížení při únavové zkoušce. Je popsáno použití generátoru zatěžovací sekvence vyvinutého ve VZLÚ v souladu s požadavky předpisů letové způsobilosti FAR 23, dokument AC23-13A.

Úvod

Za zkušební sekci trupu MDL v rámci řešeného projektu byla zvolena střední část trupu letounu. Letoun je koncipován jako hornoplošník s hlavním podvozkem v trupových gondolách. Hlavní přepážky trupu tak přebírají jak zatížení od křídla, tak od podvozku. V předním řezu sekce působí zatížení od příďového podvozku a setrvačné síly od hmotnosti přední části trupu, v zadním řezu pak vyvažovací a manévrovací zatížení na ocasní plochy a setrvačné síly od hmotnosti zadní části trupu a ocasních ploch. Zatížení střední části trupu v této konstrukční konfiguraci je tak poměrně složité.

Vzhledem k tomu, že zkušební sekce svými rozměry odpovídala full-scale konstrukci trupu MDL, bylo rozhodnuto provést únavovou zkoušku s co nejvěrnější simulací provozních podmínek. V této souvislosti probíhala spolupráce s pracovníky firmy EVEKTOR, kteří poskytli základní provozní parametry dopravního letounu obdobné velikosti jako byla zkušební sekce, [3]. Ostatní blíže nedefinované parametry, například střední doba letu, byly voleny podle doporučení [1].

Řešení této části projektu se tak rozdělilo na dvě části:

- návrh vlastní únavové zkoušky
- vygenerování zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku

Pro únavovou zkoušku byla vyrobena zkušební sekce číslo 002 s tím, že by měla být zkoušena v tomtéž zkušebním stendu jako sekce číslo 001 při statických zkouškách. Vzhledem k různorodosti zatížení, působících na střední část trupu, tento požadavek vymezil určité limity v možnostech simulace jednotlivých provozních zatížení. Vý-sledkem byl kompromis mezi věrností simulace provozních zatížení a úpravami zkušebních přípravků při dodržení plánovaných nákladů na projekt.

Návrh únavové zkoušky

Provozní zatížení

V souladu s předpisem AC 23-13A byla pro sestavení sekvence zkušebních zatížení uvážena jedno-parametrická kumulativní spektra

- letových zatížení
 - o poryvových
 - o manévrovacích
- pozemních zatížení od
 - přistávacích rázů
 - o pojíždění

Výběr konkrétních spekter pro simulovanou kategorii letounu je uveden v [3]. Spektra svislých manévrovacích násobků jsou znázorněna na obr.1 pro letová zatížení a na obr.2 pro pozemní zatížení.





Obr. 1 Spektra letových zatížení





Rozložení posouvajících sil a ohybových momentů na trupu vycházelo z vodorovného letu při násobku n_y = 1. Na tato rozložení pak byly aplikovány návrhové hodnoty násobků pro poryvy a návrhové hodnoty manévrovacího svislého násobku n_y. Vyvažovací zatížení na VOP se předpokládalo úměrné změně svislého násobku a zatížení od vyvolaných klopivých momentů bylo zanedbáno.

Rozložení posouvajících sil a ohybových momentů na trupu při bočním poryvu na SOP bylo vypočteno pro maximální hodnotu zatížení SOP a předpokládalo se, že na všech mezilehlých hladinách zatížení jsou rozložení posouvajících sil a ohybových momentů úměrná velikosti dané hladiny zatížení.

Vzhledem k požadavku na vyloučení konstrukčních úprav maket podvozků pro zavedení bočních sil od nesymetrických přistávacích případů byla pozemní zatížení omezena pouze na symetrické případy. Dále si tento požadavek na vyloučení konstrukčních úprav maket podvozků vynutil předpoklad, že brzdná síla při každém cyklu pozemního zatížení bude bude úměrná svislé složce zatížení od přistávacího rázu v poměru uplatněném při statické zkoušce, kdy byl použit jeden zatěžovací válec působící ve směru výslednice.

Z časových důvodů rovněž nebyla aplikována spektra zatížení při pojíždění, jež mají velkou četnost při celkem malých amplitudách vůči přistávacímu rázu.

Pro přepočet spektra přistávacích rázů, běžně uváděných v klesacích rychlostech, na spektrum násobků v těžišti byl použit vztah, doporučovaný FAA ve tvaru

$n = 1.0 + 0.30 * v_z$

kde klesací rychlost v_z je vyjádřena ve ft/sec.

Rozložení posouvajících sil a ohybových momentů, návrhové hodnoty násobků a velikost maximální boční síly na SOP poskytl EVEKTOR pro letoun obdobné velikosti, viz odkazy v [4].

Vliv prostředí

Mezi nejobecnější faktory, charakterizující vliv prostředí na pevnostní charakteristiky kompozitních materiálů, patří teplota a vlhkost. Zjištění míry těchto vlivů vyžaduje rozsáhlé zkoušky jak v běžném laboratorním prostředí, tak v klimatizačních zkušeb-

ních komorách. I zkoušky na materiálových vzorcích jsou nákladné, tvoří významné know-how výrobce a publikováné výsledky z těchto zkoušek jsou velmi omezené.

Full-scale zkoušky za zvýšených teplot jsou pak prováděny výjimečně a jsou nahrazovány zkouškami v běžných laboratorních podmínkách při zvýšeném zatížení. Součinitel zvýšení zatížení bývá označován jako KDF (*knock-down-factor*).

Metodika použití KDF byla ve VZLÚ ověřena na materiálových vzorcích, obr. 3, v rámci státního programu *Rozvoj center špičkových průmyslových výrobků a technologií* podporovaného Ministerstvem průmyslu a obchodu, [6]. Z diagramu na obr. 4 je zřejmé, že únavové křivky při laboratorní a zvýšené teplotě jsou prakticky rovnoběžné. Toto posunutí v logaritmických souřadnicích lze vyjádřit násobením horních mezí zatěžovacách cyklů konstantou, která nezávisí na dosahované životnosti.



Obr. 3 Materiálový zkušební vzorek pro ověření vlivu teploty na únavovou pevnost



Obr. 4 Vliv teploty na únavovou pevnost kompozitního materiálu

Pro únavovou zkoušku zkušební sekce trupu MDL poskyt výrobce zkušebního kusu následující hodnoty součinitelů KDF:

- KDF1 = 1,15 zahrnuje vliv stárnutí materiálu, především degradaci matrice.
 Zvolen s ohledem na předpokládanou životnost 20 let a přenos zatížení především vlákny.
- KDF2 = 1,05 zohledňuje vliv teploty a vlhkosti na materiál. Zvolen pro teplotu maximálně 80° C a relativní objem vlhkosti do 1 %.
- KDF3 = 1vyjadřuje vliv vnitřních defektů konstrukce vzniklých při výrobě. Zvolen
vzhledem k povaze výrobního procesu a možností kontroly.
- KDF4 = 1,07 vyjadřuje vliv rozptylu mechanických vlastností vytvrzeného kompozitu. Zvolen s ohledem na použitou technologii výroby a podle směrodatných odchylek mechanických vlastností materiálu. Variační koeficient použitého materiálu byl nižší než 0,1 procenta.

Jednotlivé zkušební hladiny v zatěžovací sekvenci byly proto násobeny výslednou hodnotou součinitele KDF = 1,29.

Zavedení zatížení

Sekce střední části trupu byla v zatěžovacím rámu uchycena za hlavní závěsy křídla.

Simulace svislých posouvajících sil a jim odpovídajícíh ohybových momentů je znázorněna na obr.5. V některých případech musí být pro vytvoření požadované velikosti ohybového momentu posouvající síla, zavedená na konci zatěžovacího přípravku, zvýšena neboť je zavedena blíže těžišti letounu než výslednice sil, které simuluje. Teprve v určité vzdálenosti od ní může být opět snížena na předepsanou hodnotu zavedením síly opačného směru, viz zatížení od zadní části trupu na obr. 5. Mezi velikostí nutného zvýšení síly a její vzdáleností od síly kompenzační existuje závislost, vyplývající z podmínek rovnováhy.

Z diagramu je patrné značné přetížení konstrukce mezi těmito dvěmi silami. Při návrhu zkoušky bylo proto dbáno, aby k těmto přetížením docházelo v oblasti zatěžovacího přípravku a na zkoušenou sekci trupu pak již působila pouze příslušná zatížení. Proto nebyly při únavové zkoušce použity na zkoušené sekci objímky jak tomu bylo při statických zkouškách.





Obr.5 Simulace zatížení střední sekce trupu MDL svislými posouvajícími silami a jimi vyvolaným ohybovým momentem

Schematicky jsou všechna zaváděná zatížení znázorněna na obr. 6. Síly do maket podvozků působí šikmo v rovině XY, krouticí moment od boční síly na SOP byl realizován dvojicí zatěžovacích válců. Moment setrvačnosti od přední části trupu byl zanedbán. Vodorovné síly působily v základní rovině trupu, svislé a dopředné pak v rovině symetrie letounu.



Obr. 6 Přehled aplikovaných zatížení při únavové zkoušce střední sekce kompozitového trupu MDL

Návrh zatěžovací sekvence

Za nejvěrnější simulaci provozních zatížení při únavové zkoušce se považuje sekvence simulující jednotlivé lety s náhodně řazenými cykly zatížení. Dokumenty FAA, [1], [2], však připouští blokové zatěžování, kdy zatěžovací cykly jsou řazeny vzestupně a následně sestupně v každém z jednotlivých bloků. Každý blok může představovat let, jinak jsou-li navržené bloky delší, musí být vloženy bloky cyklů, nahrazujících cykly Z-V-Z

Přesnější popis provozních zatížení poskytují dvouparametrická spektra, která obsahují informaci o středních hodnotách jednotlivých cyklů zatížení. V případě jednoparametrických spekter, tak jak byla k dispozici, je tato informace ztracena. Transformační vztah pro převod dvouparametrických spekter na spektra jednoparametrická však ukazuje, že použití jednoparametrického spektra je na bezpečné straně, výsledné párové rozkmity jsou v průměru větší než jsou jednotlivé cykly ve skutečnosti.

Porovnání obsahu obou předchozích odstavců vyústilo v závěr, že vycházíme-li z jednoparametrických spekter, není nezbytně nutné usilovat o zatěžovací sekvenci s náhodně řazenými zatěžovacími cykly, protože už tento vstupní podklad ztratil na své věrnosti. Bylo proto rozhodnuto o použití zatěžovací sekvence s blokovým zatěžováním a simulací jednotlivých letů průměrné délky podle [1], resp. [2], pro dvoumotorový letoun všeobecného použití s nepřetlakovaným trupem, [6].

V souladu s požadavkem předpisu [1] byly nejvyšší hladiny zatížení omezeny na hodnotu, která se může za předpokládanou životnost letounu vyskytnout 10-krát, a nejnižší úrovně, které se mohou vyskytnout za tuto dobu více než 10⁶-krát, byly ze zatěžovací sekvence vypuštěny. Spektrum letových zatížení bylo aproximováno 6-ti hladinami zatížení a při očekávané životnosti 80 000 letových hodin zatěžovací sekvence simulovala 5000 letových hodin, aby se opakovala více než 10-krát během únavové zkoušky.

Boční poryvy na SOP byly řešeny stejně, avšak samostatně, protože nebyly k dispozici žádné informace o jejich korelaci s poryvy vertikálními.

Pro generování zatěžovací sekvence bylo použito SW nástroje vyvinutého v rámci EU projektu CESAR, [7]. Byly tak vygenerovány čtyři posloupnosti zatěžovacích cyklů, samostatně pro letová zatížení, pro přistávací rázy, pro pojíždění a pro boční poryvy na SOP. Jednotlivé fáze cyklu Z-V-Z pak byly v každém z letů řazeny v pořadí

násobky letových zatížení – násobky od poryvů na SOP – přistávací ráz přičemž zatížení od pojíždění nebylo aplikováno, jak již bylo uvedeno.



Příklad vygenerovaného úseku letových zatížení je uveden na obr. 7.

Obr. 7 Úsek vygenerované sekvence svislých letových násobků v těžišti letounu

Závěr

Příspěvek doplňuje informace k sérii zkoušek vývojové kompozitové sekce střední části trupu malého dopravního letounu se zaměřením na návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku. Podrobnost simulace provozních podmínek byla limitována možnostmi zkušebních zatěžovacích přípravků a maket podvozků převzatých ze statických zkoušek. Projekt byl podporován Ministerstvem průmyslu a obchodu v rámci projektu FT-TA3/153 "Uplatnění hi-tech kompozitních materiálů v primární konstrukci trupu civilního dopravního letadla v kategorii CS 23 / FAR 23".

Literatura:

- [1] Fatigue, Fail-Safe, And Damage Tolerance Evaluation Of Metallic Structure For Normal, Utility, Acrobatic, And Commuter Category Airplanes, FAA dokument AC 23-13A, 2005
- [2] Fatigue Evaluation of Wing and Associated structure on Small Airplanes, FAA Report AFS-120-73-2, 1973
- [3] Bělohradský T.: Podklady pro vypracování zkušebního programu únavové zkoušky kompozitové sekce trupu MHL, zpráva EV55990-05-F, EVEKTOR, Kunovice, 2008
- [4] Běhal J.: Návrh únavové zkoušky sekce kompozitového trupu MDL, zpráva R-4540, VZLÚ, Praha, 2009
- [5] Běhal J.: *Návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku sekce kompozitového trupu MDL*, zpráva R-4559, VZLÚ, Praha, 2009
- [6] Balašová M., Kakos M., Starosta R.: *Únavová zkouška kompozitového materiálu KEVLAR VICOTEX 913 při teplotě 70° C*, zpráva R-3433/02, VZLÚ, Praha, 2002
- [7] Běhal J.: Load sequence evaluator for fatigue test Manual, Report CE-VZLU-T2.1-D2.1.4-2, VZLÚ, Praha, 2009

Statické a únavové zkoušky reálného modulu celokompozitní sekce trupu malého dopravního letounu

Ing. Petr Průcha, Ing. Michal Řehák, LA composite, s.r.o.; Ing. Vladimír Snop, VZLÚ, a.s.

Tento příspěvek navazuje na článek: Celokompozitní trup malého dopravního letounu. Konstrukce, technologie zkoušení (část 1), který byl publikován v časopisu Transfer č. 9/2009 a pokračuje popisem statické a kombinované zkoušky sekce celokompozitního trupu. Je zde popsáno uspořádání zkoušek, jejich průběh i výsledky, které jsou v závěru porovnány s výsledky teoretických analýz. Je rovněž popsán postup splnění požadavků předpisu pro přístup damage tolerance použitý pro průkaz pevnosti a životnosti zkušební sekce. V závěru příspěvku je provedeno porovnání celokompozitní sekce s variantou vyrobenou z kovových materiálů.

Úvod

V předchozím článku byl popsán současný stav aplikace kompozitních materiálů na letounech vyrobených v České republice v dané kategorii CS/FAR – 23. Byly v něm rovněž uvedeny výsledky rešerše konstrukčních řešení letounů zahraničních výrobců, jejichž konstrukce trupu je z kompozitních materiálu. Příspěvek rovněž popisoval konstrukční řešení celého trupu malého dopravního letounu (MDL) z kompozitních materiálů a technologii výroby jeho částí včetně detailního popisu střední části trupu, která byla použita jako předloha pro zkušební sekci trupu, která je jakýmsi výřezem střední části trupu o délce 3,76 m. V závěru předchozího příspěvku byl popis vybraných konstrukčních uzlů a výsledků jejich pevnostních zkoušek.



Opět je nutné zdůraznit, že se projekt nezabývá skutečnou certifikaci trupu MDL, přesto je v projektu postupováno v souladu s požadavky předpisů CS/FAR-23. Projekt proto, v souladu s filozofií Building Block Approach (BBA), navázal na zkoušky konstrukčních uzlů statickou a únavovou, resp. kombinovanou zkouškou sekce trupu.

Obr. 1 Pyramida přístupu BBA

V následujícím textu jsou popsány zkušební zařízení, průběh jednotlivých pevnostních zkoušek a jejich výsledky, které jsou konfrontovány s výsledky pevnostních analýz. Vzhledem k současným trendům byla pevnost a životnost zkušební sekce prokazována v souladu s filozofií Damage Tolerance, jak vyžaduje předpis CS 23.573. V závěru příspěvku je provedeno srovnání řešené celokompozitní sekce trupu s variantou trupu vyrobenou z kovových materiálů.

Statická zkouška sekce trupu

Uspořádání zkoušky

Zkušební sekce trupu představuje výřez střední části trupu o délce 3,76m, která obsahuje závěsy křídlo-trup a nosníky hlavního podvozku. Tato část trupu byla zvolena, protože se jedná o konstrukčně nejsložitější část přenášející největší zatížení. Na obou koncích sekce byly rovněž vytvořeny příruby pro uchycení zatěžovacích rámů. Hmotnost zkušební sekce byla 220 kg.



Obr. 2 Systémový výkres zkušební sekce



předpokládaný řez pro zavedení zatížení

Při zkouškách byla sekce trupu uchycena za závěsy křídlo-trup a zatížena přes hydraulické válce a zatěžující přípravky. Na obou koncích trupu byly použity zatěžovací rámy. Dále bylo zatížení od válců 2 a 4 do sekce realizováno přes dvě objímky. Do nosníků podvozku bylo zatížení zavedeno přes makety podvozku.

Obr. 3 Uspořádání statické zkoušky sekce trupu

Průběh zkoušky

Při zkoušce trupové sekce byly provedeny 4 kritické zatěžovací případy dle [3]

- 1) Případ 505, poryv na SOP,
- 2) Případ 82, přistání na 1 kolo hlavního podvozku,
- 3) Případ 42, přistání s maximálním úhlem náběhu,
- 4) Případ 74, vodorovné přistání na hlavní podvozek.

Maximální síly do válců pro početní zatížení jsou uvedeny v tabulce 1.

		Maxim	nální síly d	o válců [N]			
č. válce	Fx,y,z	Př. 505	Př. 65	Př. 74	Př. 82	Př. 42	Max. síla
1A	Fx	1552	0	0	13311	0	13311
1B	Fyz (Fxy*)	10611	98080*	28573*	7523	56738*	98080
2	Fyz (Fy**)	2572	64052**	17425**	11407	27745**	64052
3L	Fxy	0	101508	124048	124048	124048	124048
3P	Fxy	0	101508	124048	0	124048	124048
4	Fyz (Fy**)	26562	1618**	22066**	16229	4182**	26562
5A	Fx	4373	0	0	9756	0	9756
5B	Fyz (Fxy*)	44837	20401*	100342*	57803	51088*	100342

Tab. 1: Síly do zatěžovacích válců při početním zatížení sekce

Při zkoušce byly měřeny deformace pomocí tenzometrů a tenzometrických růžic (použito 125 ks). Dále byly sledovány celkové deformace sekce pomocí měření posuvů ve vybraných místech sekce pomocí inkrementálních rotačních snímačů (60 kusů). Fotografie ze statické zkoušky jsou na dalším obrázku.



Obr. 4 Statická zkouška sekce

Při zkoušce trupové sekce zatěžovacím případem 505, 42 a 74 do provozního zatížení (51,55%Ppoč) nebyly zjištěny po odlehčení na zkušebním kusu žádné trvalé deformace. Během zatěžování případem 82 došlo při zatížení 50% Ppoč k poruše potahu trupu na levé straně za přepážkou č. 6. Porucha byla opravena a při opakované zkoušce bylo dosaženo provozního zatížení bez trvalých deformací. Při zkoušce trupové sekce (př. 74) do početního zatížení (100 % Ppoč) došlo při zatížení 59 % Ppoč k poruše zkušebního kusu. Vznikla rozsáhlá porucha potahu ve střední části trupu mezi přepážkami č. 5 a 6 a v zadní části trupu za přepážkou č. 6 (objevily se trhliny a delaminace).



Obr. 5 Porucha sekce případ 82 vlevo a finální porušení sekce. Zatížení 59% početního zatížení, případ 74

Porovnání výsledků

Podrobným prozkoumáním zkušebního vzorku a následnou analýzou bylo zjištěno, že předčasné porušení bylo způsobeno výrobní technologií. V místě vzniku poruchy bylo nevhodným způsobem provedeno ukončení několika vrstev prepregu, čímž došlo ke vzniku velkých koncentrací napětí a následnému vzniku porušení při nižším zatížení konstrukce než bylo predikováno. Toto místo nemělo významný vliv na způsob deformace celého trupu, ale nevhodné ukončení vrstev působilo jako koncentrátor napětí a došlo tak k lokálnímu porušení potahu při nižším zatížení.



Obr. 6 Výsledky statické pevnostní zkoušky a porovnání s výsledky MKP výpočtu

Na obrázku 6 je porovnání naměřených hodnot (spojnice) a vypočtených s použitím MKP (body) pro případ zatížení 505. Pro tento případ zatížení byl rozdíl vypočtených a naměřených hodnot do 10%. U ostatních případů byl tento rozdíl větší. Největší rozdíl byl u případu 74 a to do 25%. Nárůst rozdílu naměřených a vypočtených hodnot je dán tím, že kromě zatěžovacího případu č. 505 se jednalo o případy pozemní a celkové deformace sekce byly ovlivněny deformací nosníků podvozku, jejichž model byl velmi zjednodušený.

Únavová zkouška

Zkušební kus

Pro únavovou zkoušku byla vyrobena sekce výrobního čísla 002. Tento kus byl modifikován lokálním přidáním třech vrstev materiálu v oblasti porušení zkušebního kusu výrobního č. 001 při statické zkoušce. Druhá zkušební sekce se také lišila tím. že u ní bylo dosaženo výrazné úspory hmotnosti o 15 kg na výsledných 205 kg.

Zavedení zatížení

Do trupové sekce bylo zatížení zavedeno 2 zatěžovacími rámy (bez objímek použitých při statické zkoušce), do podvozkových nosníků pak přes makety levého a pravého podvozku. Přední a zadní zatěžovací rámy byly použity ze statické zkoušky s menšími konstrukčními úpravami. Síly do podvozkových nosníků byly zaváděny stejně jako při statické zkoušce přes maketu hlavního podvozku s pevným nastavením stlačení tlumiče.

Zatěžovací sekvence

Metodicky byla zkouška provedena jako "let za letem", kdy je co nejvěrněji simulováno skutečné zatěžování letounu v provozu. Simulace provozu je složená ze startu, letu, přistání a pohybu po zemi (cyklus země – vzduch - země).

Zdrojová vstupní data byla zpracována ve VZLÚ [2] a [3]. Jeden let byl složen vždy z 5 letových případů. Let A s celkem 46 cykly sestával z případu 652 (ustálený symetrický manévr (+)), případu 652 (ustálený symetrický manévr (-)), případ 653 (poryv na SOP (+)), případu 653 (poryv na SOP (-)), případu 101 (přistání na hlavní podvozek). Let B s celkem 48 cykly byl pak reprezentován stejnými případy, jen případ přistávací byl případ 102 (přistání na 3 kola).

Poměr letů Let A/Let B byl 9/1. Celkový počet letů, potřebný pro prokázání jednoho návrhového života byl 5000. Jeden návrhový život byl tvořen 4 sekvencemi po 283 926 cyklech únavového zatěžování, jedna sekvence byla tvořena 9 bloky MDL 1 až MDL 9. Počet cyklů v blocích byl 28944 – 31996, doba trvání bloku při frekvenci zatěžování 0,85Hz byla 4,6 – 5,4 hod. Celkem představovala realizace jednoho bezpečného života 1 135 704 cyklů, což odpovídalo chodu zkoušky cca 186 hod.



Obr. 7 Schema uspořádání únavové zkoušky



Obr. 8 Celkový pohled na sestavu zkoušky a detail zadního zatěžovacího rámu

Průběh únavové zkoušky

Zkouška byla zajištěna nepřetržitým provozem ve dnech 8.12. – 20.12.2009. Během chodu zkoušky byly prováděny vizuální kontroly stavu zkušebního kusu, zatěžovacího zařízení a roštu uchycení se zápisem do deníku zkoušky. Během zkoušky byla zjištěna nevýznamná poškození na panelech podlahy a krycích panelech prostoru pro nosníky.

Výsledky zkoušky

Byly vyhodnoceny výsledky měření deformací při statických zkouškách a vyhodnoceny poruchy během únavového zatěžování. Při zatěžování v průběhu únavové zkoušky nedošlo k porušení konstrukce zkušebního kusu. Požadovaného jednoho bezpečného únavového života bylo dosaženo bez nálezu významných poruch, souvisejících s únavovým poškozením a zároveň veškerá poškození nedosáhla kritických velikostí.

Kombinovaná zkouška

V souladu s požadavky vycházejících z předpisu CS 23.573 Damage tolerance and fatigue evaluation of structure, byla únavová zkouška sekce trupu rozšířena na kombinovanou zkoušku, která je v současnosti stále častěji prováděna. Tato zkouška nahrazuje přístup používaný u kovových konstrukcí, kdy na jednom prototypu byla provedena zkouška statická a na druhém únavová. Kombinovaná zkouška, jak z názvu plyne, obsahuje zkoušku statickou a dynamickou, obě prováděné na jediném zkušebním kuse.

Statická zkouška předcházející zkoušce únavové

Statická zkouška do provozního zatížení byla provedena na zkušební sekci výrobního čísla 002 pro všechny případy zatížení použité v zatěžovací sekvenci únavové zkoušky. V průběhu zkoušky byl opět použit systém měření posuvů vybraných míst na konstrukci pomocí inkrementálních snímačů. Při zkoušce nebyly zjištěny trvalé deformace pro žádný z případů zatížení.

Reziduální zkouška

Po absolvování zkoušky únavové pevnosti byla trupová sekce výrobního čísla 002 podrobena zkoušce reziduální pevnosti dle požadavku předpisu CS 23.573. Pro zkoušku byl vybrán pouze případ 101 (přistání na hlavní podvozek), který byl vyhodnocen na základě výsledů statické pevnostní zkoušky jako nejkritičtější. Pro tento případ byla konstrukce zatížena provozním zatížením. Opět byl použit systém měření posuvů vybraných míst na konstrukci pomocí inkrementálních snímačů. Na dalším obrázku jsou v grafu vyneseny naměřené posuvy ve vybraných místech sekce při statické zkoušce (spojnice) před absolvováním únavového a života a při zkoušce reziduální (body).



Obr. 9: Naměřené posuvy při statické zkoušce před absolvováním únavového života a při zkoušce reziduální

Stanovení únavového života

Pro výpočet bylo důležité získat informaci o četnosti kmitů příslušných danému případu zatížení v daném místě konstrukce. Ze zprávy [2] byla převzata matice četnosti kmitů zatížení, která v příslušných místech konstrukce výrazným amplitudám sil od jednotlivých případů zaváděných do konstrukce přiřazuje příslušné četnosti jejich výskytu. Pro výpočet byla zvolena místa na trupu, která vykazovala při statické pevnostní analýze nejvyšší hodnoty napětí [4] - místa na sekci trupu, pro která byl stanoven únavový život.

	poloha na trupové sekci	materiál
1	Stojina zadní přepážky	HEXPLY913C-HTS(12K)-5-40%, vrstva 2
2	U závěsu zadního nosníku na levé skořepině	EP121-C20-45, vrstva 1
3	Za levým pravým závěsem křídlo-trup	EP121-C20-45, vrstva 1

Tab.2: Přehled kritických míst trupu z hlediska únavové pevnosti konstrukce

Materiál použitý pro výrobu zkušební sekce byl prepreg s jednosměrnou uhlíkovou výztuží (vysokopevnostní vlákna HS) a epoxidovou matricí HEXPLY913C-HTS(12K)-5-40% a prepreg s uhlíkovou výztuží (vysokopevnostní vlákna HS) a epoxidovou matricí EP121-C20-45. Uhlíková výztuž byla ve formě tkaniny s keprovou vazbou. Pro výpočet bylo nutné zajistit únavové S-N křivky obou materiálů. Ty však standardně výrobce neuvádí. Bylo je tedy třeba získat experimentálně, ale taková měření byla ovšem mimo rozsah projektu. Proto byla data nutná pro sestrojení křivek získána z literatury [5], [6], [7].

materiál	rovnice S-N křivky	Statická pevnost σ ₀ [MPA]
HEXPLY913C-HTS(12K)-5-40%	X =-0,0393*N+3,330414	2140
EP121-C20-45	X =-0,0853*N+2,875434	850

Tab.3: Rovnice a hodnoty σ_o potřebné pro sestrojení S-N křivek, R = -1

Přehled výpočetních metod

Únavové chování kompozitů se do značné míry odlišuje od chování kovových materiálů. Zejména jsou značně výrazné změny vlastností při přechodu z tahu do tlaku přidává se pak vliv vzájemného působení jednotlivých vrstev kompozitu atd. Dále bylo nutné zohlednit skutečnost, že u kompozitních materiálů je aktuální poškození závislé na historii zatěžování. Proto nelze použít klasické metody predikce únavové životnosti a bylo třeba zvolit buď zcela nový výpočetní model nebo do klasických modelů zahrnout výše zmíněné vlivy. Velkým problémem publikovaných metod je potřeba značného množství experimentálně získaných dat, která jsou jen obtížně získatelná. Jistým východiskem je pak kombinace metod používaných pro kovové materiály se zohledněním únavových vlastností kompozitních materiálů.

Výpočet a stanovení únavové životnosti

Z publikovaných fenomenologických modelů a metod stanovení únavového života byla vzhledem k dostupným podkladům zvolena metoda Weighted average range (WAR) [8]. Je založena na modifikaci Palmgren–Minerovy hypotézy kumulace únavového poškození a definování ekvivalentního napětí, které umožňuje použít S-N křivky s konstantní amplitudou.

$$\sigma_{eq} = D^{-\frac{1}{k}} \cdot \left[\frac{\sum_{i=1}^{m} (n_i \cdot \sigma_{\max i}^k)}{\sum_{i=1}^{m} n_i} \right]$$

Z rovnic S-N křivek byl určen parametr k, jehož hodnoty jsou uvedeny v tabulce 4.

materiál	rovnice S-N křivky	k
HEXPLY913C-HTS(12K)-5-40%	X =-0,0393*N+3,330414	25,7
EP121-C20-45	X =-0,0853*N+2,875434	12,3

Tab. 4: hodnoty parametru k pro použitý materiál

Celkový počet cyklů, který trupová sekce prodělá během předpokládaného spektra je 1,135 704. Tento počet by měl reprezentovat zároveň počet všech únavově významných cyklů, které by konstrukce absolvovala během únavového života. Z analýzy vyplynulo, že pro vybraná místa konstrukce porucha nastane nejdříve pro místo 3. Dosazením do rovnice P-M hypotézy vychází, že porucha v tomto místě nastane nejdříve po absolvování 127 únavových životů. To prakticky znamená, že životnost zkušební sekce trupu je neomezená, protože letoun by technicky zastaral daleko dříve než by byl vyčerpán jeho únavový život.

Aplikace přístupu Damage Tolerance

Přístup Damage Tolerance je vyžadován pro splnění podmínek pevnostního průkazu dle předpisů CS/FAR-23. Dle tohoto přístupu konstrukce musí přenést zatížení i při určitém stupni poškození, který se na konstrukci vyskytne během života konstrukce. Požadavky jsou vztaženy na ty části konstrukce, jejichž selhání by vedlo ke katastrofě.

Umělé vady vnesené do konstrukce trupové sekce

Na konstrukci byla vybrána místa, kde např. neprosycení pryskyřicí během vytvrzovacího procesu nebo mechanické poškození by během provozu mohlo vést k dalšímu šíření poškození.

Na konstrukci byly záměrně vytvořeny vady, které mohou nastat během výrobního procesu nebo následkem rázového poškození, jehož následky nebudou vizuální kontrolou zjistitelné či jejich velikost a umístění sníží pravděpodobnost odhalení při výrobní NDT kontrole. Pro porovnání vlastností kompozitní konstrukce byly vady vyrobeny pouze na pravé skořepině trupové sekce, levá polovina byla vyrobena bez vad. Umělé vady mají přibližně tvar čtverců o rozměrech 8 x 8 mm.

Poškození VID a BVID dle ANC 23.573 nebylo v rámci kombinované zkoušky trupové sekce prováděno, ale bylo předmětem samostatných zkoušek podvozkových nosníků a smykových panelů jak už bylo zmíněno v předchozím příspěvku. Na základě těchto zkoušek bylo prokázáno, že rázové poškození typu BVID nesnížilo únosnost konstrukce, respektive porušení konstrukce vzniklo na jiném místě, než bylo vytvořeno poškození.

V souladu s uvedenými požadavky vycházejících z předpisu CS 23.573 Damage tolerance and fatigue evaluation of structure, byly na trupové sekci malého dopravního letounu postupně ve VZLÚ provedeny zkoušky statické, únavové a reziduální pevnosti.

Závěr

Během zkoušek (statických i únavové) trupové sekce nedošlo ke vzniku ani k růstu únavového poškození, tuhost a pevnost konstrukce zůstala na stejné úrovni, jako před zahájením zkoušek.

Výše uvedené výsledky zkoušek provedené na trupové sekci malého dopravního letounu prokázaly, že konstrukce vyhověla požadavkům Damage Tolerance dle předpisu CS 23.573.

Hodnotová analýza trupové sekce

Cílem hodnotové analýzy bylo posouzení funkcí kovové sekce trupu a určení jejího stupně splnění a nákladovosti jednotlivých funkcí. Na základě této dílčí analýzy pak navrhnout konstrukční řešení, které by vedlo ke zlepšení obou ukazatelů - zvýšení stupně splnění při současném snížení nákladovosti posuzované funkce. Funkce sekce trupu jsou na následujícím obrázku.



Obr. 10: Logický strom funkcí trupové sekce a vazby mezi jednotlivými funkcemi

Porovnání efektivních hodnot ukázalo, že navržené celokompozitové řešení sekce trupu se sendvičovými konstrukčními prvky by bylo výhodnější a mohlo zvýšit efektivní hodnotu střední trupové sekce 1,33 krát.

Z výsledku analýzy vyplynulo, že největším přínosem by mohlo být snížení hmotnosti a s tím související možnost například zvýšit hmotnost přepravovaného platícího zatížení.



Obr. 11: Efektivní hodnoty °*F_{ij} obou hodnocených koncepcí a porovnání nákladů na funkce hodnocených variant*

Při předběžném konstrukčním návrhu, vypracovaném pro účel porovnání jednotlivých variant celokompozitní trupové sekce, se také podařilo zvětšit vnitřní přepravní prostor při zachování vnějšího výchozího rozměru trupu, a to díky odlišné konstrukční filozofii při projektování konstrukcí z kompozitních materiálů.

Ze srovnání nákladů na funkce obou porovnávaných variant jednoznačně vyplynulo, že úsilí snížit co nejvíce hmotnost kovové sekce trupu vede ke zvýšení konstrukčních nákladů. Jelikož jsou náklady na funkce do značné míry ovlivněny cenou dodaného materiálu, je možné ze strany výrobního podniku tyto náklady eliminovat pouze změnou technologie výroby. Řešením by mohly být kroky vedoucí ke snížením pracnosti.

Závěr

Na základě srovnání s kovovou variantou trupové sekce malého dopravního letounu EV-55 Outback, kterou provedla firma Evektor s.r.o., jenž je zároveň finálním vý-robcem letounu, bylo zjištěno, že střední část trupu vyrobená z kompozitních mate-riálů je:

- o 20% lehčí než kovová varianta;
- obsahuje o 75% méně nakupovaných a vyráběných položek než kovová varianta;
- obsahuje o 85% méně vyráběných položek než kovová varianta;
- o 16% méně pracná při výrobě než kovová varianta. Porovnány byly normohodiny;
- levnější o 7% než kovová varianta.

Bylo dosaženo výrazného zjednodušení výroby. To se zejména projevilo jak v počtu vyráběných částí, tak v celkové pracnosti. Tato kritéria se promítají do celkových výrobních nákladů. Stejně významná je i výrazná úspora hmotnosti, která by se kladně projevila ve výkonech takto vyráběného letounu a také jeho nosnosti. Navíc takto vyráběný trup redukuje na minimum vnitřní trupové přepážky, což oproti kovové variantě zvětšuje využitelný vnitřní prostor při shodných vnějších rozměrech trupu.

Projekt celokompozitního trupu představuje významný přínos v oblasti aplikací kompozitních materiálů v primárních leteckých konstrukcích. V rámci ČR se jedná o pilotní projekt řešení celokompozitní primární letecké konstrukce trupu malého dopravního letounu v oblasti kategorie CS/FAR 23. Originální technická řešení byla přihlášena jako šest užitných vzorů.

Literatura:

- [1] Snop V.: Zkušební program statické pevnostní zkoušky kompozitní sekce trupu MDL, R-4340, VZLÚ, Praha
- [2] Běhal J.: Návrh zatěžovací sekvence pro únavovou zkoušku sekce kompozitového trupu MDL, R-4340, VZLÚ, Praha
- [3] Běhal J.: *Návrh únavové zkoušky sekce kompozitového trupu MDL*, R-4340, VZLÚ, Praha
- [4] Průcha P., Václavík J..: "Vyhodnocení výsledků statických zkoušek sekce trupu malého dopravního letadla", zpráva LA composite č. LA045/VZLU/09, 2009
- [5] Howard G., Halverson, William A., Curtin and Kenneth L. Reifsnider: Fatigue life of individual composite specimens based on intrinsic fatigue behavior, International Journal of Fatigue Vol. 19, 1996, pp. 369-377
- [6] M. H. Beheshty, B. Harris: A constant –life model of fatigue behavior for carbon-fibre composites: the effect of impact damage, Composites Science and Technology 58, 1998, pp. 9-18
- [7] Composite Materials Handbook: Polymer Matrix Composites, Guidelines for Characterization of Structural Materials; Philadelphia (PA): Department of Defense, United States of America, 2002. 586 s. Document Number MIL -HDBK-17-1F
- [8] V. A. Passipoularidis, T. P. Philippidis: A study of factors affecting life prediction of composites under spectrum loading; International Journal of Fatigue, Vol. 31, 2008, pp. 408-417

Automatizace NDT pro výrobu primárních kompozitních dílů

Zdislav Hospodka, Ing. Josef Křena, Letov letecká výroba, s.r.o.

Přednáška nejdříve stručně opakuje základní terminologii o vadách v kompozitech z výrobního procesu i z provozu. Seznamuje se všemi běžnými nedestruktivními metodami hodnocení struktury kompozitového materiálu a rozvádí metody používající ultrazvuk. Podrobněji je pak představena metoda a zařízení, které je používáno v LLV. Automatizovaný systém s manipulátorem nesoucím UT sondu typu "phased array" pracuje v plné imersi a je schopen rychle kontrolovat rozměrné díly. Popsány jsou etalony vad, jejich hodnocení a specifikace přípustných limitů. V závěru jsou představeny praktické příklady reálných vad v dílech.

Poruchy v kompozitových dílech

Kompozit je materiál se složitou strukturou, a to mimo jiné vede k moha různým typům porušení, které může být způsobeno celou řadou příčin. Navíc se typy i příčiny mohou v reálném procesu i provozu kombinovat. Všechny uvedené skutečnosti zvyšují důležitost věrohodné defektoskopie (dále NDI), která je však pro nehomogenní a anizotropní materiál obtížnější než pro materiály klasické.

Příčinou poruch v kompozitu může být konstrukční chyba, a to jak na úrovni skladby vrstev tak na úrovni globálního tvaru. Například nevhodným řazením vrstev může vzniknout porucha v materiálu již po vytvrzení. Další příčinou může být technologická chyba ve výrobním procesu. Konkrétním příkladem je třeba nedodržení parametrů procesu, vnesení cizího tělesa, použití materiálu s prošlou zpracovatelností apod. Poslední příčinou porušení mohou být anomálie v provozu. Jedná se například o mimořádné mechanické nebo tepelné zatížení, na které nebyla konstrukce dimenzována. Nejčastěji se jedná o náhodné rázové zatížení v provozu nebo i v procesu údržby.

Podle doby vzniku se mohou vady rozdělit na defekty, což jsou vady vzniklé při výrobě, a poškození, což jsou vady vzniklé v provozu. Problémem kompozitů je, že jeho definitivní struktura vzniká až při výrobě dílu. Procesní parametry nejsou nikdy tak ideální, jak by tomu bylo při výrobě například rovné desky, a proto je určité množství vad realitou. Jejich velikost a četnost je významně ovlivněna typem technologie. Poškození je jev, který vznikl a popřípadě se i šířil již mimo výrobní závod. K jeho sledování jsou používány různé systémy pro NDI, které se však často dosti liší od systémů používaných při výrobě. K eliminaci poškození přispívá také trvalé zlepšování houževnatosti matric. Poškození lze rozdělit podle orientace zatížení, které jej způsobilo. Pokud napětí působilo v rovině vrstvy, mohlo vyvolat lokální nebo globální vybočení, usmýknutí, tlakovou nebo tahovou poruchu. Jestliže naopak napětí působilo mimo rovinu vrstvy, tak mohlo vést k delaminaci (rozvrstvení).

Vady mohou být také rozlišeny podle orientace. Intralaminární jsou orientovány podél vláken uvnitř vrstvy. Pokud vada leží mezi sousedními vrstvami, tak ji nazýváme interlaminární a jestliže probíhá napříč vrstvou, tak se jedná o vadu translaminární.



Obr. 1. Translaminární

Intralaminární

Interlaminární vada

Další možné rozdělení je zavedeno podle podoby vady. Trhlina je útvar, který vznikl porušením původně kompaktního materiálu. Naproti tomu dutina je prostor, který v materiálu vzniknul již při jeho výrobě a obvykle nemá tak ostré okraje jako trhlina. Porosita je vlastně rozptýlený větší počet mikroskopických dutin. Cizí těleso je vada, která se v reálné výrobě stává zejména tak, že se při skladbě vrstev mezi ně nepozorovaně dostane folie nějakého technologického materiálu. Místo bez vláken je nehomogenita ve struktuře kompozitu, která má významně odlišné termomechanické vlastnosti, čímž zde vznikne koncentrace napětí, což samozřejmě zvyšuje riziko vzniku poškození. Lokální změna orientace vláken může existovat už u polotovaru anebo může vzniknout v procesu výroby dílu. Tato vada může z podobných příčin jako předchozí vyvolat totéž.

Vady lze také rozdělit na povrchové (otevřené) a vnitřní (uzavřené).

Metody nedestruktivní kontroly (NDI)

Pro nedestruktivní kontrolu kompozitových dílů se používají metody na mnoha různých principech.

Pro zachycení povrchových vad existuje klasická metoda repliky okrajů. Lehce naleptaná páska například z acetátu celulózy se přitiskne na kontrolovaný povrch a po vyprchání rozpouštědla se sejme a podrobí mikroskopickému zkoumání.

Principem další metody je změna tuhosti v závislosti na vnitřním poškození. Experimentálně bylo ověřeno, že například při růstu poškození vlivem únavového namáhání klesá tuhost, kterou lze měřit různými metodami. Radiografie je metoda, která může používat záření například gama, neutronové, ale nejčastěji rentgenové. Kompozitový materiál je pro rentgenové záření poměrně transparentní. Pokud do trhlin vnikne penetrant s velkým útlumem pro záření, dostaneme kontrastní obraz porušení. Jestliže pak pořídíme rentgenový obraz ze dvou směrů, vznikne prostorová (stereooptická) informace o porušení.

Akustická emise není ryze nedestruktivní metoda, protože pomocí akustických snímačů sledujeme mikroskopické změny porušení v průběhu zatěžování.

Termografie je metoda, kterou zkoumáme nehomogenity teplotního pole na povrchu dílu, která je odrazem vnitřní nehomogenity materiálové. Zkoušený díl se musí nějakým způsobem zahřát. To se může provést například vnějším tepelným zdrojem nebo cyklickým zatěžováním, a pak mluvíme o vibrotermografii.

Vyvíjejí se další moderní metody jako například shearografie, zkoušky na holografickém principu apod.

Dosud nejpoužívanější však již dlouhou dobu zůstávají metody ultrazvukové. Pro tyto metody se používá frekvence od stovek kHz až po desítky MHz. Metody se rozlišují podle fyzikálního principu, který využívají. Například ze změny rychlosti ultrazvuku v materiálu se usuzuje na změnu jeho tuhosti. Ze změny útlumu se usuzuje na změnu struktury materiálu. Akusticko–ultrazvukové metody používají dvě sondy na jednom povrchu dílu v určité distanci, z nichž jedna vysílá a druhá přijímá. Ze změn korelace záznamu z obou sond vzniká informace o změnách v díle.

Metody se rozlišují také podle polohy sondy vůči zkoušenému dílu. Kontaktní metoda používá sondu, která se pohybuje přímo po povrchu a kvalita přenosu ultrazvukového signálu je zajištěna vazebním prostředkem (voda, gel). Vyhodnocuje se buď odražený signál zpět do vysílající sondy nebo procházející signál na protilehlý povrch do druhé sondy. Zejména pro servisní pracoviště se rozvíjí metoda používající "roller", což je gumový válec, který má uvnitř řadu sond a při odvalování po povrchu se signál odvádí do zobrazovací.

Imerzní metoda zkouší díl ponořený ve vodě, kde se může sonda pohybovat v určité vzdálenosti od povrchu.

Při ostřiku laminárním proudem vody (squirter), kdy se signál ze sondy tímto proudem vede, se používá nejčastěji průchodová metoda. Tato metoda částečně eliminuje problémy s nákladným bazénem.

Bezkontaktní metoda (air-coupled) pracuje na vzduchu se sondou, která se pohybuje ve vzdálenosti až centimetrů od povrchu. Z důvodů minimalizace ztrát přenosu vzduchem musí být použita nižší frekvence signálu a delší pulzy. Metoda se stále vyvíjí a zkvalitňuje.

Všechny tyto tři metody jsou vhodné pro automatizaci zkoušení díky zaručené akustické vazbě.

Automatizace imerzní ultrazvukové kontroly v LLV s.r.o.

Automatický imerzní ultrazvukový defektoskop od spol. GE-IT je určený pro primární kontrolu kompozitních dílů vstupních dveří cestujícících pro letoun Boeing 787. Koncepce zařízení byla navrhnuta na prokontrolování kompletní sady dílů pro jedny dveře v jednom pracovním cyklu stroje. Z důvodu minimalizace přípravných časů je pracovní prostor zařízení rozdělen do tří zón, dvou pracovních určených pro kontrolu vyráběných dílů a zóny s referenčními díly se známou vadou určenými k nastavení zkušební citlivosti zařízení. Toto zařízení je schopné zkoušet kompozitní díly s termosetovou i termoplastovou matricí.

Jak bylo uvedeno výše, ultrazvuková imerzní metoda zkouší díl ponořený ve vodě, kde se může sonda pohybovat v určité vzdálenosti od povrchu a kopírovat jeho tvar. Tato vzdálenost je dána typem sondy a tvarem ultrazvukového pole vytvořeného touto sondou. Tento parametr je nutné brát v úvahu už při samotném navrhování automatizovaného systému, neboť tato vzdálenost má vliv nejen na použitelnost systému a bezpečnost zkoušení, ale zároveň i na výslednou rychlost zkoušení. Samotná sonda je umístěna na víceosém manipulátoru umožňujícím volný pohyb v požadovaných osách. Pohyb manipulátoru se sondou je řízen pomocí řídícího softwaru, v našem případě Sinumerik a přesná poloha sondy vůči dílu je zajištěna lokalizací dílu provedenou během prvotního nastavování stroje a volbou správné geometrie dílu transformované z 3D modelu. Maximální rychlost skenování je stanovena na 300 mm/sec a je dosahována na vhodných typech dílů.

Pro korektní provedení zkoušky je nutné nastavit zkušební citlivost zařízení. Toto se provádí na referenčních dílech se známou vadou uložených ve středové zóně stroje. Tyto referenční díly (etalony) reprezentují kompletní sortiment vyráběných typů dílů včetně jejich limitních geometrií. V těchto etalonech jsou na přesně definovaných místech umístěny různé typy folií simulující požadovaný typ necelistvosti v její minimální zjistitelné velikosti. Na těchto dílech se v pravidelných intervalech ověřuje detekční schopnost sytému a po zdárném zjištění všech požadovaných necelistvostí je systém uznán "operačně schopným". Minimální zjistitelná velikost necelistvosti, tzv. "citlivost" systému není ve všech případech shodná s kriterii přípustnosti na sériově vyráběných dílech. Například na rovných plochách je možné nalézt kruhovou vadu která je dána "rozlišením" použitým při snímání dat. Maximální povolená velikost zjištěné necelistvosti závisí na více faktorech (typ dílu, typ necelistvosti, poloha necelistvosti). Veškeré zjištěné necelistvosti v reálných dílech přesahující povolené rozměry jsou řešeny ve spolupráci s konstrukční kanceláří zákazníka.

Vyhodnocování získaných dat včetně prvotní kvantifikace necelistvostí se provádí off-line pomocí vyhodnocovacího softwaru. Zde je nutné si uvědomit základní rozdíl mezi kontrolou dílů během vývojového stádia výroby a následnou kontrolou sériově vyráběních dílů. Pro sériovou kontrolu je toto vyhodnocování nutné učinit co možná nejjednodušší a nejrychlejší při zachování všech kvalitativních požadavků. Z těchto důvodů bývají zobrazovací možnosti vyhodnocovacího softwaru zjednodušeny na hlavní pohledy (C-scany) pro dvě vyhodnocovací veličiny, amplitudu a TOF (dobu průchodu ultrazvuku). Toto zjednodušení se odrazí i v množství uchovávaných dat, neboť veškerá data získaná během zkoušení dílů včetně dat pro referenční vzorky se musejí uchovávat po stanovenou dobu. Pro srovnání velikost souborů použitých pro vyhodnocení zkoušky pro plochu cca.2x1 metr získaného tímto zařízením je cca 7 MB, velikost dat pro stejnou plochu získaných zařízením určeným pro vývoj metodiky a techniky zkoušení (Omniscan) je cca 300 MB. Na obrázcích 2 a 3 jsou možnosti zobrazení pro GE-C-scan a Omniscan rovného zkušebního panelu s vnitřní porositou. Pro data získaná pomocí Omniscanu je možné vytvořit různé druhy zobrazení (A, B, C a end D) což je vhodné pro vývoj metodiky zkoušení a podrobnější pohled na kontrolovaný díl.



Obr.2 GE C-scan



Obr.3 Omniscan

Uvedením zařízení do provozu a jeho kvalifikací zákazníkem se projevila velká časová úspora na provádění kontroly neboť automatický C-scan je schopný prokontrolovat sadu na jedny dveře letounu za cca 2 hod. při obsluze dvou operátorů. S manuálním zařízením používaným pro náběh výroby dva operátoři kontrolovali jedny dveře cca dvě směny.

Použitá literatura:

- [1] Ultrasonic Nondestructive Evaluation of Composite Materials and Structures, David K. Hiu, SAMPE Journal, Vol 46, No. 1, 2010
- [2] *Composites*, Volume 1, Engineered Material Handbook, ASM International Composites

Moderní přístupy pro spojování kompozitních dílů primárních leteckých konstrukcí technologií lepení

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

Ve světě je v současné době věnována mimořádná pozornost zvyšování užitných vlastností kompozitních konstrukcí se současným snižováním hmotnosti, pracnosti a cenové náročnosti. Jednou z cest, jak tyto cíle dosahovat je použití lepených spojů. V práci jsou prezentovány cíle a výsledky projektu 6RP EU MOJO - "Modular Joint for Composite Aircraft Components". Hlavním cílem projektu bylo vytvořit synergii mezi tzv. "preform" výrobní technologií, nízkonákladovou infuzí a lepením pro vybrané kompozitních díly bez použití mechanických spojovacích prvků. Technickým cílem projektu bylo vyvinout systém standardizovaných spojů, které by umožňovaly stavebnicovým způsobem jednoduché spojování materiálů a prvků konstrukce do větších celků tak, aby bylo docíleno takového konstrukčního uspořádání, ve kterém jednotlivé prvky přenášejí pouze čisté smykové zatížení. Řešení bylo zaměřeno na spojování prvky ve tvaru Pi, H, T a L. Konečným výstupem projektu byla konstrukce vedení klapek letounu vyrobená novou technologií. Tato konstrukce získala ocenění na JEC 2010.

















Tenzometrická měření uložení kořene kompozitního vrtulového listu

Ing. Vilém Pompe, Ph.D.

Uložení kompozitního listu ve vrtulové hlavě představuje pravděpodobně nejkritičtější část vrtule. Znalost procesu porušení tohoto uzlu je podmínkou pro jeho bezpečné dimenzování při zachování minimální hmotnosti konstrukce. Provedená tenzometrická měření potvrdila předpokládaný sled poruch přetíženého uzlu až k vzniku konečného lomu. Zároveň poskytla zajímavý námět pro možnosti sledování stavu konstrukce v provozu v té části, která je běžnými defektoskopickými metodami obtížně kontrolovatelná.

Úvod

Rotory jsou akumulátory mechanické energie, takže případná kritická porucha listu (lopatky) může vyústit ve fatální událost pro celé dílo. Uložení kompozitního listu musí být proto řešeno tak, aby porucha primárního spoje kov/kompozit byla jištěna pojistkou, která sama zabezpečí přenos zatížení s dostatečnou zálohou pevnosti spoje. Přitom za normálních provozních podmínek nesmí docházet k degradaci vlastností této pojistky. Její funkce musí být dlouhodobě zachována v původní kvalitě.



Obr. 1: Studie moderní letecké vrtule VZLÚ s vysokým počtem kompozitních listů sleduje příznivé hlukové charakteristiky při relativně nízké vlastní hmotnosti

Správné provedení kompozitní konstrukce je charakteristické tím, že ve všech směrech, ve kterých je přenášeno zatížení, je také orientováno vlákno výztuže. Tento princip musí být dodržen i při návrhu spolehlivého spoje kov/kompozit. Typické řešení kořenové části vrtulového listu spočívá v přenosu hlavních provozních zatížení z kompozitu do kovových dílů prostřednictvím adhesního spoje, který je pojištěn tvarovým zámkem. Vlákno je v tvarovém zámku vedeno takovým způsobem, aby se mohlo ze zámku uvolnit jen za cenu svého lomu.

Tuto úvahu je ovšem třeba potvrdit pro každý nově navržený spoj experimentální cestou. V minulosti byla provedena ve VZLÚ řada výpočtů a měření na různých typech tvarových zámků, viz [1]. Pro další práci v aktuálním výzkumném záměru bylo vybráno jedno řešení, které bylo podrobeno detailnímu tenzometrickému měření na kompozitních a kovových dílech konstrukce, schéma zámku viz Obr. 2.



Obr. 2: Tvarový zámek kompozitu v kovových dílech uložení listu.



Obr. 3: Řez CAD modelem typického řešení vrtulové hlavy s uvedeným typem tvarového zámku v kořeni listu.



Obr. 4: Zkušební těleso typu "dvoukořen" pro zkoušku statické pevnosti spoje.

Na Obr. 3 je řez typickým řešením vrtulové hlavy, která využívá uvedený tvarový zámek v konstrukci listu. Statická pevnost uzlu uložení vrtulového listu je pak zkoušena pomocí tzv. "dvoukořenů", viz Obr. 4. Na obou koncích válcového kompozitního zkušebního tělesa je vytvořen identický uzel uložení, který je zatížen čistým tahem postupně až do lomu, viz Obr. 5.



Obr. 5: Typický lom dvoukořene po provedené tahové zkoušce. Vlákna jsou evidentně zpřetrhána. Lom nastává zpravidla jen na jednom konci, nicméně výsledek má váhu zkoušky dvou uzlů.

Správně provedené dimenzování celého uzlu je takové, že v okamžiku porušení primárního spoje, tedy adhesního spojení ve smykových plochách dle Obr. 2, dojde ještě před dosažením plastické deformace na kovových dílech. V okamžiku lomu vláken je už možno uvažovat zplastizování některých částí kovových dílů.

Pokud by k zplastizování kovových dílů při lomu nedošlo, znamenalo by to jejich zbytečné předimenzování a nadbytečnou hmotnost. Naopak jakékoliv plastické

deformace před dosažením smykové pevnosti spoje snižují jeho životnost a spolehlivost.

Princip poruchy spoje

Pracovní charakteristika zkušebního tělesa vyjádřená jako závislost působícího silového účinku na posuvu čelistí trhacího stroje je na Obr. 6. Uvedená závislost je klíčová, protože takto je možno sledovat rozvoj poruchy, aniž by došlo k předčasnému dolomení vzorku nebo zastavení zkoušky.



Obr. 6: Typický pracovní diagram zkušebního tělesa "dvoukořen".

Na Obr. 6 jsou vyznačeny v naměřené pracovní charakteristice významné události, označené jako body P1 až P4. Body P1 a P2 jsou v ideálním případě soumezné a v reálném případě omezují interval událostí souvisejících se smykovou poruchou spojů na obou koncích tělesa, viz vyznačené plochy v Obr. 2. Bod P1 je pravděpodobně počáteční smykovou poruchou méně pevného uzlu na jednom konci tělesa, bod P2 pravděpodobně odpovídá konečné smykové poruše protilehlého uzlu.

Oblast mezi body P2 a P3 je oblastí odpovídající zatížení tvarového zámku poté, co adhesní spoj již ztratil svou funkci. Zatížení už nepřenáší primární (adhesní) spoj, ale pojistka v podobě tvarového zámku. V bodě P3 dochází k lomu vlákna slabšího konce tělesa a k prudkému poklesu zatížení tělesa.

Protože zkouška je koncipována jako zkouška s řízenou deformací a závislým odečtem působícího silového účinku, je možno v ní pokračovat i v tomto stavu bez přerušení a sledovat postupný opětovný nárůst silového účinku až nad Početní zatížení odpovídající 200 % maximálního Provozního zatížení. Až teprve na zatížení P4 odpovídajícím cca 450 % maximálního provozního zatížení (a bodům P1 a P2) dochází k vysunutí kompozitu z kovových dílů a postupnému "pocukávání" spoje až do úplného vytažení kompozitu z kovových dílů, viz Obr. 5.

Z poměru Provozního a Početního zatížení vůči bodům P1, P2 a P3 je patrné, že v průběhu všech předpokládaných zatížení poskytuje dostatečnou bezpečnost samotný adhesní — primární spoj. V případě jeho porušení ale tvarový zámek poskytuje ještě více jak dvojnásonou únosnost než samotný primární spoj (poměr P3 k P2).

MKP kontrola

Provedená kontrola metodou konečných prvků potvrzuje představu o přerozdělení zatížení mezi primárním spojem a pojistkou ve formě tvarového zámku.



Obr. 7: MKP model konstrukce uzlu a jeho řez.



Obr. 8: Vizualizace posuvů zatíženého tělesa. Barevná škála odpovídá složce normálného napětí v podélné ose (cylindrické souřadnice).



Obr. 9: Redukované napětí dle teorie HMH (Von Mises) v kovových dílech v okamžiku dosažení bodu P1.

Na Obr. 9 je vyneseno redukované napětí dle energetické teorie HMH v kovových dílech uzlu v okamžiku dosažení bodu P1. Z výpočtu je patrné, že nejvíce namáhanou oblastí je okraj vnitřního kovového dílu, který brání kontrakci válcové kompozitní plochy. Naopak nejméně namáhanou je oblast tvarového zámku (kuželové plochy).

Poměr délek vnitřního a vnějšího kovového dílu efektivně brání odlupu laminátu od kovových dílů, viz Obr. 8. Dokud nedojde k separaci kompozitu od kovových dílů, zůstává tvarový zámek nezatížený a neztrácí v provozu své vlastnosti.

Tenzometrická měření

Úvahy a výpočty týkající se rozložení napjatosti a posloupnosti poruch v kořenové části vrtulového listu jsou ověřovány rozsáhlým souborem tenzometrických měření. Za tímto účelem jsou postupně vyráběna zkušební tělesa preparovaná tenzometry.



Obr. 10: Vnitřní kovové díly byly polepeny tenzometry ještě před výrobou kompozitní části (proces RTM).



Obr. 11: Zkušební těleso po výrobě technologií RTM s vývody od tenzometrů umístěných na vnitřních površích kovových dílů.



Obr. 12: Zkušební těleso kompletně preparované tenzometry, celkem 64 ks.

Těleso preparované celkem 64 tenzometry (HBM 1,5/350LY43, HBM 3/350LY43, HBM 1,5/350LY41, HBM 3/350LY41) bylo podrobeno programu zatěžování s postupným přepojováním tenzometrů. Zatěžování bylo prováděno opakovaně s odlehčeními, nejprve pod hladinou bodu P1, následně pod bod P3 a nakonec plynule až do konečného lomu. Cílem měření bylo jednak potvrdit vznik poruch a jejich posloupnost a dále získat úvodní data pro zpětnou vazbu k výpočtům v MKP.



Obr. 13: Příklad signálu z vybraných tenzometrů při opakovaném zatěžování. První dva případy provedeny před překročením bodu P1, poslední případ odpovídá stavu po poškození spoje překročením P1.

Na Obr. 13 je příklad změny signálu na vybraných tenzometrech před vyvoláním poruchy v bodě P1 a po poruše. Porucha sama byla vyvolána při jiném zapojení a není součástí těchto záznamů.

Z průběhu signálů je patrná významná změna, kterou lze, mimo jiné, využít při hodnocení stavu konstrukce v provozu.

Dalším zajímavým zjištěním je výrazný nárůst únosnosti tvarového zámku oproti měřením, na která se odkazuje [1]. Zatímco bod P1 prvního tenzometrovaného kusu odpovídá v zásadě průměrné hodnotě dříve vykonaných statických zkoušek celé série těles ještě bez tenzometrů, bod P3 se posunul o cca 32 % výše. Toto zdánlivé zpevnění je přičítáno postupnému rozrušování smykových ploch, viz Obr. 2, při opakovaném zatěžování mezi body P2 a P3. Schází zde šokový účinek náhlého dotržení smykové plochy před tvarovým zámkem, takže vlákno zohýbané do tvarového zámku je v tomto případě zatěžováno v bodě P3 příznivěji. Tato skutečnost bude předmětem zkoumání na dalších tenzometrovaných tělesech, která jsou v současné době připravována ke zkouškám.

Závěr

Provedená tenzometrická měření prvního tělesa potvrdila představu o sledu jednotlivých poruch přetíženého spoje kov/kompozit v kořenové části vrtulových listů. Následovat budou další zkušební tělesa s již redukovaným počtem tenzometrů, jejichž hlavním smyslem je prověřit opakovatelnost výsledků a doplnit soubor dat potřebných pro vytvoření zpětné vazby k MKP výpočtům.

Příspěvek byl zpracován 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 Ministerstva školství, mládeže a tělovýchovy.

Literatura:

 [1] Pompe, V.: Poruchy kořenové části kompozitních vrtulových listů. Příspěvek na semináři Mechanika kompozitních materiálů a konstrukcí mk2. Ve sborníku semináře, str. 13 - 23. Praha: ČVUT, Fakulta strojní, ISBN 978-80-01-04044-7. 2008.

Sendvičová kompozitní lopatka ventilátoru pro pohonnou jednotku malých letadel

Ing. Karel Barák

Rotorová lopatka je jednou z nejvíce zatížených částí pohonné jednotky. Konstrukce lopatky byla uzpůsobena pro použití kompozitních materiálů s ohledem na vlastnosti materiálu a technologické možnosti výroby. Oproti lopatkám kovové konstrukce je u kompozitní použita konstrukce s různě volenou orientací výztuže pro účinné přenášení zatížení. Příspěvek předkládá ucelený postup výroby a zkoušek rotorové lopatky.

Úvod

Prezentovaná sendvičová kompozitní lopatka je součástí ventilátorové pohonné jednotky určené pro malá sportovní letadla. Tato ventilátorová pohonná jednotka je vyvíjena na Ústavu letadlové techniky ČVUT v Praze. Rotorová lopatka je jedním z nejzatíženějších dílů ventilátorové pohonné jednotky. Kompozitních materiálů je zde použito pro dosažení nižší hmotnosti lopatky a tomu odpovídající nižší zatížení nejen samotné lopatky, ale i ostatní konstrukce.



Obr. 1: Návrh malého sportovního letadla s ventilátorovou pohonnou jednotkou

Konstrukce lopatky

Provedením ultralehké konstrukce, jejíž podstata spočívá v tom, že je konstrukčně lopatka řešena jako kompozitní skořepina s jádrem z pěny o velmi nízké hustotě, které se nachází v celém objemu lopatky tvořené aerodynamickým listem a patkou se závěsem. Skořepina lopatky je složena z několika vrstev kompozitu s orientacemi vláken výztužné tkaniny pro přenos zatížení v krutu a pásnic z jednosměrné výztuže, která přenáší odstředivé zatížení z listu lopatky do závěsu. Lopatka je sestavena z několika pěnových jader, které zajišťují správnou polohu vnitřní výztužné konstrukce z uhlíkového kompozitu a kovových pouzder pro uchycení lopatky

Na Obr. 2 a 3 je znázorněna konstrukce lopatky, která sestává z pěnového jádra listu lopatky 1, na který přiléhá kovové pouzdro závěsu lopatky 2. Pásnice lopatky 3 obepíná kovové pouzdro a prochází patní částí lopatky až k její špičce. Patní část lopatky dále tvoří pěnová jádra 4. Celý povrch lopatky je uzavřen vnější kompozitní skořepinou.



Obr. 2: Lopatka sestává z vnější skořepiny z kompozitu 5, pěnového jádra v části listu lopatky 1, pěnového jádra v části patky lopatky 4, kovového pouzdra závěsu lopatky 2, pásnice 3 obepínající kovové pouzdro



Obr. 3: Detail konstrukce patky lopatky zobrazuje vzájemné polohy pouzdra 2 závěsu lopatky, pásnice 3 a pěnového jádra 4

Rotor pohonné jednotky se skládá ze třinácti kompozitových lopatek, které jsou pomocí čepů kyvně uchyceny v rotorovém disku. Toto řešení bylo zvoleno pro tlumení torzních kmitů přímého náhonu od pístového motoru.



Obr. 4: Uchycení lopatek na rotorovém disku

Lopatka podle technického řešení přenáší bezpečně všechna provozní zatížení, vyvolaná jednak odstředivou silou při rotaci a jednak rozdílem tlaků mezi korytem a hřbetem listu. Zatížení odstředivou silou působící tahovou sílu od patky lopatky ke špičce zachycuje závěs lopatky tvořený pouzdrem, kolem něhož je ovinuta pásnice, která je navržena jako nosník s proměnným průřezem. Zatížení ohybem a krutem, vyvolaným aerodynamickými silami je přeneseno uzavřeným profilem skořepiny.

Technologie výroby

Vzhledem k požadavkům kladeným na kvalitu povrchu a rozměrovou přesnost rotorové lopatky byly uvažovány tři vhodné technologie výroby za použití uzavřené formy. Jedná se o infuzní technologii RTM, nízkoteplotní prepregy a použití foliové matrice. Při volbě bylo třeba zohlednit dostupnost jednotlivých materiálů, jejich nároků na zpracování a možnost kombinace s ostatními komponenty lopatky. Z tohoto pohledu se ukázala kritická tepelná odolnost dostupných pěnových materiálů.

Pěnová jádra

Původní představa použití frézovaných jader se ukázala jako nepraktická s ohledem na značnou pracnost výroby, proto se hledaly materiály, které by bylo možné vypěňovat do uzavřených forem. Nejvhodnější se jevily dvousložkové polyuretanové systémy, které se ale nepodařilo zajistit s dostatečnou tepelnou odolností. Další zkoušený postup bylo použití vypěňovacích epoxidových směsí. Výsledná pěna měla hustotu zhruba čtyřnásobnou v porovnání s polyuretanovými pěnami a její kvalita značně závislá na kvalitě komponent. Z těchto důvodů bylo pro výroby přesných pěnových jader použito jednokomponentní polyuretanové pěny vytvrzující působením vzdušné vlhkosti. Tento materiál umožnil výrobu pěnových jader s teplotní odolností a nízkou hustotou.



Obr. 5: Pěnová jádra, zleva: model, Polyuretanové jádro, epoxidové jádro

Rotorová lopatka

Pro zvolení vhodné technologie proběhlo několik zkoušek technologických demonstrátorů. Byla zvolena technologie foliového epoxidu. Tato technologie umožnila značnou variabilitu objemového podílu matrice, tak že bylo možné dosáhnout bezvadného povrchu lopatky. Foliový epoxid byl rovněž použit na spojování jednotlivých dílů rotorové lopatky. Volbou vytvrzovacího cyklu je možné ovlivnit zatékaní pryskyřice.

Postup výroby rotorové lopatky

Sestavení lopatky začíná u titanových pouzder, které jsou sestaveny na technologickém čepu společne s dystančním kroužkem, který vymezuje prostor pro uchycení do rotorového disku. Následně se připojí pěnové jádro listu lopatky a celek se opatří jednotlivými vrstvami uhlíkové pásnice proložené epoxidivou folií. Uhlíková pásnice je proměnné tloušťky odpovídající přenášenému zatížení. V dalším kroku se uzavře patní část lopatky pěnovými jádry připojenými opět za pomoci foliového epoxidu. Celá lopatka se na závěr překryje požadovanou vrstvou uhlíkové tkaniny s epoxidovou folií. Při těchto operacích je velmi důležitá přesnost sestavení jader a tkanin pro následné vložení polotovaru rotorové lopatky do formy. Forma po sestavení byla vložena do pece a vytvrzována za zvýšené teploty.



Uvedený postup je pro názornost zobrazen na následujících obrázcích.

Obr. 6: Jádro listu lopatky na kovových pouzdrech a po přidání uhlíkové pásnice a pěnových jader paty lopatky



Obr. 7: Polotovar lopatky vložený do formy

Po vytvrzení lopatky je třeba vyfrézovat otvor pro uchycení na rotorový disk. Hmotnost takto vyrobené rotorové lopatky se pohybuje okolo 120 g.



Obr. 8: Hotová lopatka po frézování drážky uchycení rotorového disku



Obr. 9: Řezy hotovou lopatkou



Obr. 10: Sestava rotoru pohonné jednotky

Zkoušky rotorové lopatky

Pro ověření vlastností rotorové lopatky byly provedeny pevnostní, dynamické zkoušky a provozní zkoušky.

Pevnostní zkouška

Byly provedeny pevnostní zkoušky patní části lopatky. Sada pevnostních zkoušek ukázala kritické místo uchycení lopatky. Po analýze poruchy byla upravena skladba výztuže lopatky tak, aby vyhovovala požadavkům předpisu. Rotorová lopatka přenese zatížení přes 27 kN.



Obr. 11: Přípravek a sestavení pevnostní zkoušky lopatky, vpravo záznam průběhu zkoušky

Dynamická zkouška

Stanovení vlastních frekvencí rotorové lopatky bylo provedeno impaktní metodou.

Vlastní frekvence lopatky jsou nad budícím rozsahem pohonné soustavy.



Obr. 12: Frekvenční analýza rotorové lopatky

Provozní zkoušky

Po splnění pevnostních a dynamických požadavků se přistoupilo k ověření vlastností celé pohonné jednotky v laboratorním stendu. Naměřený statický tah odpovídal zhruba 90 % teoretického tahu.



Obr. 13: Laboratorní stend

Následovaly mobilní zkoušky pro stanovení dynamického tahu pro rychlosti do 240 km/h. výsledky tohoto měření se zpracovávají.



Obr. 14: Mobilní zkoušky pohonné jednotky

Závěr

Byla ověřena možnost výroby rotorové lopatky technologií foliového epoxidu s použitím polyuretanových jader. Výsledná dosažená hmotnost lopatky je 120 g při zatížení 27 kN. Opakovatelnost výroby je závislá na kvalitě, zejména rozměrové přesnosti použitých pěnových jader. Rotor po sestavení nebylo nutné dynamicky vyvažovat.

Rotorové lopatky vyhověly nejen laboratorním testům, ale také obstály ve zkušebním provozu.

Characteristic Changes of Material During Production Technology Development



Institute of Aerospace Engineering Faculty of Mechanical Engineering Brno University of Technology Ing. Michal Trnkóci

Letoun G304 S







Vzorky

Rozměry vzorků:

5 x 20 mm

- Materiál:
- Vysoko pevnostní uhlíkové vlákna Tenax HTS 5631, 800 tex, 12 000 f

Živice MGS L-285 + tvrdidlo-287,





Zkoušky tříbodovým ohybem



posun [mm]

Statistické vyhodnocení, ANOVA

Variability	sum	Degrees	Estimate	Test	p-value
source	of squares	of freedom	of variance	of quantity	
Between classes	$n\sum_{j=1}^{m} \left(\overline{x}_{oj} - \overline{x}_{oo} \right)^2$	$k_1 = I-I$	s_A^2		$F = F(1 - n.m - 1.\sum_{m=1}^{m} n m)$
Residual	$\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m}\left(\overline{x}_{o_{j}}-\overline{x}_{oo}\right)^{2}$	$k_2 = n-I$	s_e^2	$H = \sqrt{\frac{\alpha}{s_e^2}}$	
Total	$\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{m}\left(\overline{X}_{ij}-\overline{X}_{oo}\right)^{2}$	n-1	ıb	$contile = F(1 - \alpha)$	$(m-1,\sum_{j=1}^m n_j-m)$





62

Vývojové skupiny vzorků

	additional specification		tighted by camps	v acuum ~80kPa	smooth by scraper in slot form	tighted by camps	hardened in autoclave
	saturated			in funnel		roll coater	ı
tiber w eight	ratio	M _f [%]	70,08	67,58	64,86	72,84	•
standard	deviation	σ∈ [MPa]	1833	1849	820	2220	2303
	E [MPa]		122144	110841	98544	128695	112495
standard	deviation	$\sigma_{\!\sigma}[{\sf MPa}]$	29	09	53	71	27
	σ [MPa]		1096	918	<i>LLL</i>	1148	975
	spec.	groups	P31-A	P31-B	P31-C	P31-D	P35

Г	_				
	h-value		1 117E_05		4,667
+00+	ונפו	quantity	17 101	101.11	kvantil =
octimato	Collinate	of variance	7700747	163483	
doarooc	nedices	of freedom	1	26	27
	aduate autit		7700747	4250553	4190703
voriability	valiauliity	source	between classes	residual	total



63

ဖ



64

Výrobní skupiny vzorků

standard	deviation	o∈ [MPa]	3736	3471	2094	2451	4598	6494	6283	3162	3085	5225	1214
	E [MPa]		120206	121595	121535	120761	123169	122887	126739	121138	125354	124637	120325
standard	deviation	σ _σ [MPa]	82	82 76		97	114	100	81	87	106	71	80
	σ [MPa]		1160	1160 1195		1152	1150	1156	1229	1258	1128	1215	1196
	protocol		P05/2007			P20/2007				P04/2008			P09/2007
	prototype		S01	S02	S03	S004	S005	S006	S007	S008	S009	S010	

b-value		0,606	0,030	1,916	
test	quantity	062.0	0,123	kvantil =	
estimate	of variance	5686	7795		1, t
degrees	of freedom	10	112	122	ituon toot
square sum		56857	873055	1040591	
variability	source	etween classes	residual	total	
		₽¢			

		S01	×							ntile	^:),5>	< (
		S02	0,181	×					color label	F / quai	(0,5	(0,2 - ((0 05 - (
		S03	0,017	0,087	×								
		S004	0,010	0,274	0,053	×						1,916	
	ш	S005	0,017	0,310	0,069	0,001	×					antile =	
	uantity	S006	0,003	0,233	0,035	0,002	0,005	×				nb	
	test qi	S007	0,719	0,179	0,514	0,896	0,958	0,819	×				
		S008	1,270	0,538	1,012	1,484	1,559	1,392	0,117	×			
		S009	0,158	0,677	0,279	0,089	0,071	0,116	1,551	2,236	×		
		S010	0,461	0,064	0,300	0,604	0,656	0,542	0,029	0,249	1,159	×	
		P09-2007	0,129	0,000	0,064	0,194	0,218	0,165	0,111	0,362	0,468	0,038	×
		j1 \ j2	S01	S02	S03	S004	S005	S006	S007	S008	S009	S010	2002-00c
													٥



Shrnutí

standard	deviation	σ _E [MPa]	3652	4635	3862	1057	2510	856	1833	1849	820	2220	2303	3736	3471	2094	2451	4598	6494	5879	3162	8085	5225
	E [MPa]		104069	98362	129334	118308	125323	130286	122144	110841	98544	128695	112495	120206	121595	121535	120761	123169	122887	126739	121138	125354	124637
standard	deviation	σ_{σ} [MPa]	69	102	55	74	79	73	29	60	53	71	27	82	76	55	97	114	100	81	87	106	71
	σ [MPa]		885	769	1191	1048	1136	1197	1096	918	777	1148	975	1160	1195	1171	1152	1150	1156	1229	1258	1128	1215
	test date			.4.2000	21 1 2006	21.4.2000	10 5 2006	0002.0.01		29.5.2006			19.6.2006		3.2.2001		15.11.2007		181 2008	10.1.2000	7.2.2008	A 10 2008	4.12.2000
	protocol		D01 2006		006 2006	0002-02-1	000 000	0002-021		2010			P35-2006	D06/2007			P20/2007		D01/2008		P04/2008	030/2008	
	specimens	groups	P21-A	P21-B	P25-A	P25-B	P28-A	P28-B	P31-A	P31-B	P31-C	P31-D	P35	S01	S02	S03	S004	S005	2006 S	S007	S008	800S	S010



ရ

Závěr

- přesycované na "válcovém" přesycovacím stroji,
- stáhnuté svěrkami v dvoudílné formě,
- Vlákna: Tenax HTS 5631, 800 tex, 12 000 f
- Živice: MGS L-285 + tvrdidlo-287
- Dosahované hodnoty pevnosti:

1182 +- 86 MPa