Experimentální Analýza Napětí 2003

NUMERICAL MODELLING OF COMPOSITE STRUCTURES AND EXPERIMENTAL COMPARISON

NUMERICKÉ MODELOVÁNÍ KOMPOZITNÍCH KONSTRUKCÍ A EXPERIMENTÁLNÍ SROVNÁNÍ

Jaroslav Juračka**1**

The paper describes the strength analysis of composite structures of aircraft wings by FEM and its experimental verification. Modelling and experimental work were done at a wing of all-composite UL aircrafts UFM-10 Samba and TL-2000 Carbon Sting.

The first part of the paper demonstrates the creation of the individual structure models of both wings and their analysis followed by the description of a real wing test.

The paper compares the computational outputs with the results obtained by experimental measuring done during the tests. The conclusions show the correspondence of the experimental results with the FEM analysis.

Keywords

MKP, modelování, kompozitní konstrukce, kompozity, křídlo

FEM, modelling, composite structure, composites, wing

Úvod

Letecký ústav Fakulty strojního inženýrství Vysokého učení technického v Brně je dlouhodobým uživatelem systémů MKP. Po užívání a testování různých systémů se na Leteckém ústavu (LÚ) ustálil produkt společnosti MSC a to MSC.Patran jako pre-a post-procesor a MSC.Nastran jako vlastní řešič. Tak jak jsou užívány tyto systémy, snaží se LÚ všechny výpočty v maximální míře konfrontovat s výsledky zkoušek a naměřenými daty. Zkušenosti získané během 10 let užívání systémů MSC se odrážejí v důvěře partnerů k poskytovaným analýzám, výsledkům a vyhodnocením řešených úloh s využitím těchto systémů.

Vedle standardních aplikací v oblastech nelineárních analýz podvozků letounů, aeroelastických analýz celých letounů, problematik únavy a crash analýz se také zabýváme problematikou modelování chování kompozitních konstrukcí.

V uvedený příspěvek předkládá výsledky MKP analýz kompozitních křídel a srovnává je s výsledky experimentálního ověření pevnosti na Zkušebně letecké techniky VUT v Brně.

1 Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D, Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, Technická 2896/2, 616 69 Brno, Česká republika, tel: +420 541 142 234, fax: : +420 541 142 879, e-mail:juracka@lu.fme.vutbr.cz

Jedná se dvě konstrukce. Jedna patří letounu UFM-10 Samba s rozpětím 11 m, což se blíží konstrukcím s vysokou štíhlostí křídel charakterizující kluzáky (označme si ji konstrukcí A) a druhá konstrukce křídla letounu TL - 2000 Sting *Carbon* s rozpětím 8 m spíše odpovídá konstrukci standardního letounu (označme si ji konstrukcí B).

Obě dvě konstrukce byly navrženy shodným způsobem. Konstrukce se skládá z jednoho nosníku, který prochází skrz kořenové žebro a končí v kořenovém žebru druhého křídla letounu. Dále pak sendvičového potahu, kořenového žebra a zadního nosníku, který slouží k uzavření dutiny a zavěšení klapek a křidélek.

Na základě dohody Leteckého ústavu a výrobců obou křídel, byla tato křídla vystrojena tenzometry a podrobena pevnostním zkouškám, které jsou nutné pro certifikaci těchto výrobků leteckého průmyslu.

Konečněprvkový model a jeho analýza

Prvním úkolem při tvorbě modelu je definování geometrie. Již v této části byla zohledněna tloušťku potahu s vědomím, že jej bude modelovat 2D prvky. Podobně je nutné zohlednit i polohy os pásnic.

Dalším krokem při tvorbě modelu je volba použitých elementů a hustota sítě. V obou případech jsou preferovány jednoduché elementy BAR2 pro nosníkové prvky a QUAD 4 a TRIA 3 pro stojiny a potahy. Hustotu sítě prozrazují tabulky uvádějící počty prvků a uzlů na jednotlivých křídlech (Tabulka 1, Tabulka 2).

Tabulka 1 – Počet elememtů a uzlů na křídle A

	potah	pásnice	stojina	konc. žebro	zadní nosník	kořen. žebro	celkem
uzlů	7221	230	678	164	279	189	8007
elementů	7099	229	560	81	368	252	8589

Tabulka 2 – Počet elementů a uzlů na křídle B

	potah	pásnice	stojiny nosníků	konc. žebro	krakorec	kořen. žebro	celkem
uzlů	2015	254	581	342	292	294	3785
elementů	2009	252	476	344	244	473	3807

Největší nejistotou je definování materiálových charakteristik u kompozitních konstrukcí a s tím související definování vlastností elementů. Tento problém je z velké části vytvořen technologií výroby obou uváděných konstrukcí, které jsou tvořeny metodou vlhkého kladení, která sama ve své podstatě vnáší velké rozptyly jednak do geometrických charakteristik, ale hlavně do mechanických vlastností výsledného kompozitu.

Vlastní konstrukce křídla A představovala uhlíkové pásnice, sendvičový potah a stojinu s využitím skelných tkanin a pěny, a skořepinovou konstrukci kořenového žebra. Konstrukce křídla B byla obdobná, ale v potahu křídla byla použita jedna vrstva uhlíkové tkaniny. První, teoreticky získaná, hodnota modulu tuhosti uhlíkové pásnice pro křídlo A byla 130 GPa. Následným ověřením na shodném vzorku vyrobeném současně s pásnicí však bylo naměřeno 116 GPa. Obdobná situace nastala při modelování křídla B. Zde byla použita pro výpočet vstupní hodnota 116 GPa, avšak z měření získaných na pásnici vyříznuté z křídla po zkoušce byl stanoven modul tuhosti pásnice v tahu na 74 GPa. Na základě této skutečnosti byla celá konstrukce přepočtena a uváděné výsledky již odpovídají přepočtu. V tomto případě se ve výpočtech velmi významně projevil vliv kvality výroby a rozdílnost výrobců.

Další neznámou hodnotou je vliv vrstvy uhlíkové tkaniny na charakteristiky, chování a únosnost potahu křídla B. Z výsledků výpočtů a následných experimentálních měření vyplynulo, že se neobvyklým způsobem neprojevuje.

Navazujícím úkolem při tvorbě modelu je definování zatížení. Tento úkon významně závisí na souhře s navrhovatelem zkoušky. Při modelování zatížení byl použit postup, kdy v každém zatěžujícím řezu působily dvě síly v hlavním nosníku a dvě v pomocném nosníku. Výsledný účinek obou dvojic musel dát stejný přírůstek posouvající síly a kroutícího momentu jako při experimentálním ověření.

Součástí zatížení je i definování zatěžovacích případů. Obě křídla byla podrobena dvěma případům zatížení. Prvním (Případ 1) byl vždy maximální ohyb vyvozený poryvem při cestovní rychlosti a druhý případ (Případ 2) byl vždy kombinace max. záporného ohybu při cestovní rychlosti a maximálního zatížení od kroutícího momentu. Současně je třeba uvést, že na rozdíl od klasické kovové konstrukce, kde je použit součinitel bezpečnost 1,5 byl v obou případech na obě křídla aplikován součinitel bezpečnosti 2,25, který v sobě zahrnuje zvláště vliv teploty, výrobních nepřesností a ostatních vlivy.

Završením snah tvorby modelu je volna typu analýzy a podmínek řešení. Nejjednodušší metodou je lineární statická analýza SOL 101. Původní snahou bylo u obou řešených konstrukcí přiblížit se co nejvíce realitě a zohlednit velké deformace konstrukce, proto po úvodní lineární analýze byla řešena i nelineární SOL 106, s tím, že byly povoleny velké deformace a „plovoucí síly“. Dosažené výsledky však již při prvním pohledu dávaly zhruba 60 % deformace konstrukce vůči realizovanému experimentu. Jedním z diskutovatelných důvodů může být i pokles zatížení vyvolaný deformací konstrukce, nebo vliv tečení matrice a lepených spojů při vlastním experimentu. Proto po pokusech zkoumající jednotlivé vlivy byly přijaty výsledky lineární úlohy, která dává věrohodnější výsledky a to nejenom z pohledu deformací ale i ze srovnání výsledků tenzometrických měření.

Vlastní experimentální ověření

Vlastní metodika zkoušky byla již v minulosti prověřena na jiných kompozitních křídlech a konstrukcích. Výjimečnost experimentu na kompozitní konstrukci souvisí s velkými deformacemi zkoušeného vzorku. Zatížení definované zadavatelem zkoušek představuje průběh posouvající síly, ohybového momentu a kroutícího momentu podél rozpětí křídla. Zkušebna musí tento průběh nahradit osamělými silami zaváděnými do konstrukce v několika řezech. Obvykle se tak děje v 5 – 8 řezech podél rozpětí přes kleštiny, které jsou „nalaminovány“ na vlastní vzorek, avšak separovány od povrchu vzorku, aby co nejméně ovlivnily výsledek zkoušky. Zatížení se pak zavádí jako jedna síla do kleštiny a její poloha dává požadovaný přírůstek posouvající síly, ohybového a kroutícího momentu.

Tabulka 3 – Srovnání deformací konce křídla A

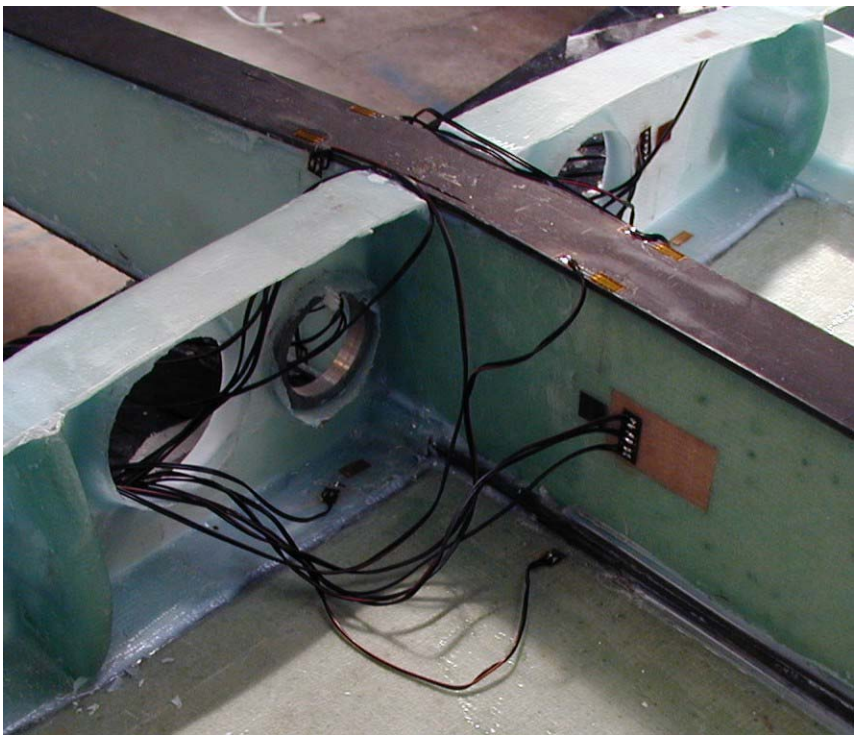
deformace (mm)	MKP	experiment	poměr (%)
Případ 1	686	684	100
Případ 2	-307	327	94

Významným faktorem je velká deformace. Pokud zkušebna navrhne zatěžující síly na nedeformovaný tvar, pak v okamžiku dosažení jisté hodnoty zatížení, toto zatížení nepůsobí kolmo na povrch, tak jak se předpokládalo, ale vlivem velké deformace začnou kleštiny ujíždět po povrchu křídla k jeho konci, čímž se úplně mění zatížení konstrukce. Proto zkušebna nejprve odhadne deformaci křídla při požadovaném zatížení, a zatížení navrhne tak, aby výslednice jednotlivých sil směřovali do jednoho bodu vysoko nad vlastním křídlem. Poloha tohoto bodu je shodná s bodem definovaným v MKP modelu.

Součástí experimentálního ověření konstrukcí obou křídel bylo měření deformací a tenzometrická měření [1], [2], která byla zaměřena u křídla A na srovnání měření standardní části nosníku a potahu a u křídla B na kořenovou oblast nosníku a kořenové žebro.

Srovnání naměřených dat a výpočtu

Výsledky statické analýzy konstrukce křídla A dávaly velmi dobrou shodu s experimentem. Pokud nejprve srovnáme celkovou deformaci uvedenou v Tabulce 3 je zřejmé, že pouze Případ 2 se odchyluje, avšak nepatrně. Při srovnání axiálních napětí (Tabulka 4) na pásnicích ve dvou kontrolních řezech (K-kořenový, L – obecný) lze také konstatovat, že shoda je velmi dobrá. Opět se však Případ 2 ukazuje jako méně přesný. Podobná situace nastává při srovnání přetvoření ve stojině (Tabulka 5). Výrazné odchylky byly zaznamenány na potazích, a to zřejmě proto, že tenzometry zaznamenaly i vliv lokálního ohybu potahu.



Obr. 1. Rozmístění tenzometrů v křídle B

Tabulka 4 – Srovnání axiálních napětí na pásnicích křídla A

Napětí v pásnicích		pásnice	MKP (MPa)	experiment (MPa)	poměr (%)
Případ 1	řez K	horní	-518	-503	103
		dolní	507	534,5	95
	řez L	horní	-420	-440	95
		dolní	451	424	106
Případ 2	řez K	horní	264	253	104
		dolní	-265	-314,5	84
	řez L	horní	221	237	93
		dolní	-248	-257	96

Srovnání výsledků MKP analýzy a experimentu pro křídlo B dává méně příznivější výsledky. K deformacím lze konstatovat, že MKP analýza uvádí nižší hodnoty průhybu konce křídla oproti experimentu (Tabulka 6). Shoda je však relativně dobrá, případ 2 se odchyluje více. Srovnání napjatosti pásnic (Tabulka 7) omezuje poškození významných tenzometrů při konečném sestavení křídla ve výrobě. Přesto uvedené výsledky ukazují, že řez M (kořenový) uvnitř konstrukce přenáší relativně méně zatížení než ukazuje analýza, naopak v oblasti

krakorce (řez N) jsou naměřené hodnoty vyšší než napočtené. Při srovnání napjatostí ve stojinách lze jen konstatovat, že některé hodnoty jsou relativně přesné a jiné zcela odlišné.

Tabulka 5 – Srovnání smykového přetvoření ve stojině křídla A

Smykové přetvoření		vrstva	MKP (%)	experiment (%)	poměr (%)
Případ 1	řez K	přední	0,3975	0,366	109
		zadní	0,457	0,3952	115
	řez L	přední	0,356	0,333	107
		zadní	0,3915	0,3487	112
Případ 2	řez K	přední	0,237	0,189	125
		zadní	0,2405	0,19	127
	řez L	přední	0,2155	0,203	106
		zadní	0,196	0,168	117

Tabulka 6 – Srovnání deformací konce křídla B

deformace (mm)	MKP	experiment	poměr (%)
Případ 1	374	391	96
Případ 2	-176	192	92

Zhodnocení poruch konstrukcí

Nejobtížnější stádium pevnostní kontroly je definování místa poruchy a únosnosti, t.j. velikosti zatížení při kterém nastane porucha taková, že křídlo nebude schopno přenášet dále zatížení. Systém MSC umožňuje v oblasti kompozitních konstrukcí stanovit součinitele rezervy (poměr únosnosti ku požadovanému zatížení) jednotlivých vrstev, ale tato funkce je závislá na definování vstupních parametrů a volbě poruchového kritéria. Výstupy jsou však dosti nepřehledné a jejich věrohodnost vzhledem k možným lokálním ztrátám stability je diskutabilní.

Obr. 2. Zkouška křídla A

Tabulka 7 – Srovnání axiálních přetvoření na pásnicích křídla B

Přetvoření v pásnicích		pásnice	MKP (e-6)	experiment (e-6)	poměr (%)
Případ 1	řez M	horní	-3597	poškození	-
		dolní	3733,5	5021	74
	řez N	horní	-4527	poškození	-
		dolní	5112	4506	113
Případ 2	řez M	horní	1857	poškození	-
		dolní	-1887	-2326	81
	řez N	horní	2384	poškození	-
		dolní	-2558	-2380	107

Tabulka 8 – Srovnání smykového napětí ve stojině a kor. žebru křídla B

Smykové napětí		vrstva	MKP (%)	experiment (%)	poměr (%)
Případ 1	řez M	přední	32	38	84
		zadní	31,9	31,8	100
	řez N	přední	5,9	0,99	595
		zadní	2,1	2,1	100
	řez O	vnitřní	40,5	55,4	73
		vnější	40,5	9	450
Případ 2	řez M	přední	36	20,2	178
		zadní	33,6	20,4	166
	řez N	přední	2,9	1,1	263
		zadní	1,2	2,1	57
	řez O	vnitřní	5,6	5,5	102
		vnější	4,3	4,7	91

Tabulka 9 – Posouzení únosnosti křídla A

		Případ 1	Případ 2
Pásnice – max. napětí (MPa)			
	axiální	686 (dolní pásnice)	285
	ohybové	254	101
	kombinované –max.	(-519) - (675)	(-278) – (332)
	kombinované –min.	(-617) – (518)	(-361) – (269)
Sendviče a skořepiny			
	max. smykové	84,1	62,5
	max. hlavní napětí	(-115) – (138)	(-79,3) – (96,1)
Součinitele rezervy			
	pásnice tah (1150MPa)	1,7	3,46
	pásnice tlak (-800 MPa)	1,29	2,21
	potahy a stojiny (100MPa)	1,19	1,6
Porucha	**tlaková pásnice**	**1,14**	

Pro konstrukci křídla A byla předpovězena porucha v oblasti nosníku těsně za kořenem křídla se součinitelem rezervy 1,29. Experiment prokázal stejnou polohu poruchy, ale pouze 114% zatížení. Tento rozdíl je vysvětlován lokálními vlivy v oblasti kořene křídla, mezi které patří přídavné zatížení pásnic, způsobené skokovou změnou tuhosti stojiny.

Nejkritičtějším místem konstrukce křídla B byla oblast kořene, a to opět těsně za kořenovým žebrem. Dále pak zadní nosník při Případu 2 a kořenové žebro v oblasti montážního otvoru. Vypočtené součinitele rezervy jsou uvedené v Tabulce 9.

Pro konstrukci křídla B byl stanoven součinitel rezervy 1,04, protože oblast stojiny v kořeni byla dostatečně vyztužena. Porucha křídla nastala při 101% početního zatížení případu 1 v oblasti kořenového žebra nad montážním otvorem.

Tabulka 10 – Posouzení únosnosti křídla B

		Případ 1	Případ 2
Pásnice – max. napětí (MPa)			
	axiální	433 (dolní pásnice)	203
	ohybové	361	196
	kombinované –max.	(-133) - (787)	(-91) – (354)
	kombinované –min.	(-648) – (224)	(-356) – (642)
Sendviče a skořepiny			
	max. smykové	125 (stojina v kořeni) 91 (žebro)	95,7 (žebro)
	max. hlavní napětí	155 (kořen nosníku)	155 (zadní nosník)
Součinitele rezervy			
	pásnice tah (1150MPa)	1,46	1,79
	pásnice tlak (-800 MPa)	1,23	2,24
	potahy a stojiny (100MPa)	0,8 (1,1 –žebro)	1,04
Porucha	**kořenové žebro**	**1,04**	

Závěr

Příspěvek uvádí dva konkrétní případy, kdy byla provedena MKP analýza výrobku, který byl následně vyroben a odzkoušen.

Článek upozorňuje na úskalí, která vyvstávají při tvorbě MKP modelu kompozitní konstrukce, a pokouší se předložit srovnání výpočtu kompozitní konstrukce a experimentálního ověření. Dále se pokouší uvedené srovnání hodnotit.

Obecně lze konstatovat že MKP výpočty kompozitních konstrukcí dávají při dostatečné hustotě sítě a jednoduchých elementech relativně dobrou shodu lineární statické úlohy s experimentem. Vlastní vyžadují MKP analýzy pro návrh konstrukce však vyžaduje jistou zkušenost konstruktéra, aby dokázal vytipovat kritická místa konstrukce a stanovil únosnost konstrukce.

Závěrem je přesto nutné zdůraznit experimentální ověření chování modelované konstrukce, pro potvrzení návrhu a pro odhalení možných technologických nedostatků.

Literatura:

[1] Juračka Jaroslav: *FEM Model of Composite Wing Versus Experimental Measurement*- PROCEEDINGS OF THE FOURTH INTERNATIONAL SEMINAR ON RRDPAE_2000*"Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education"* – Warsaw – Poland, 2001, ISSN:1425-2104

[2] Juračka Jaroslav, *Návrh konstrukce křídla z kompozitního materiálu*, Vědecké spisy Vysokého učení technického v Brně, ISSN 1213-4198