

Analýza ztráty stability sendvičových kompozitních panelů při zatížení tlakem

Ing. Jaromír Kučera, Ústav letadlové techniky, FS ČVUT v Praze

Vedoucí práce: doc. Ing. Svatomír Slavík, CSc.

Abstrakt

Analýza ztráty stability sendvičových kompozitních panelů při zatížení tlakem byla řešena jako dílčí úkol Centra leteckého a kosmického výzkumu. V úvodu je uvedena technologie výroby zkušebních vzorků. Dále se zabývá konstrukcí zkušebního přípravku a zkušebního zařízení. V následující části jsou prezentována naměřená data z experimentu. V závěru jsou porovnány výsledky experimentu s teoreticky stanovenými hodnotami. Program zkoušek byl stanoven na základě konstrukčních řešení UL letounů.

Bylo zkoušeno pět různých typů skladeb tkanin panelů a dvě tloušťky pěn. Zkoušky kompozitních panelů byly provedeny v laboratoři Odboru letadel na zatěžovacím stroji ZUZ 200. Pro zavedení sil do zkušebního vzorku byl navržen zkušební přípravek. Během experimentu byla snímána a zaznamenávána deformace a zatěžující síla.

Klíčová slova:

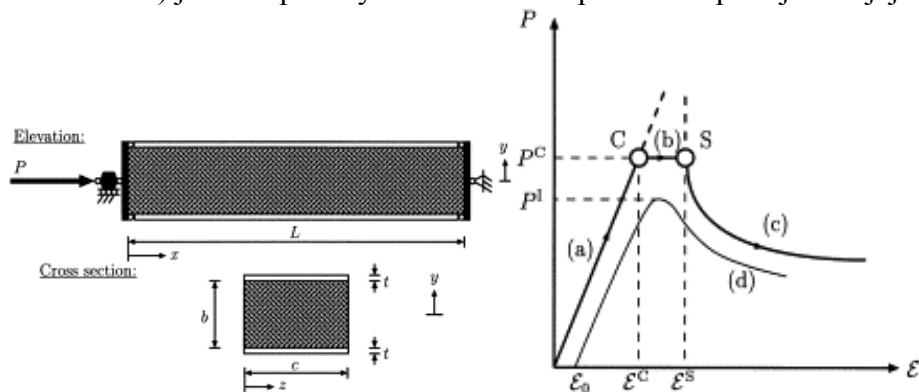
Sendvičový panel, kompozitní panel, stabilita, buckling, zkoušení kompozitů.

1. Úvod

Sendviče se v leteckých aplikacích používají již více než šedesát let, zejména kvůli svému výhodnému poměru ohybové tuhosti a nízké váhy. Nicméně v posledních letech dochází k dalšímu zvýšení zájmu o sendvičové díly v primární letecké konstrukci, hlavně díky zavádění nových kompozitních materiálů.

Velké množství dílů na letadle je zatíženo tlakovou silou (potahy, pásnice...), proto je nutné podrobně znát jevy, ke kterým dochází při dosažení mezních hodnot, kdy nastává ztráta stability konstrukce (buckling).

Protože kompozitní materiály nevykazují velké poddajné deformace před jejich porušením (tak jak je tomu u kovu) je třeba pečlivý návrh a řada experimentů pro zjištění jejich chování.



Obr. 1 - Ztráta stability kompozitního sendviče [2]

Při zatěžování v čistém tlaku se u kompozitu jde po téměř lineární křivce a) až dojde k ztrátě stability b) a případně k dalšímu modu ztráty stability c).

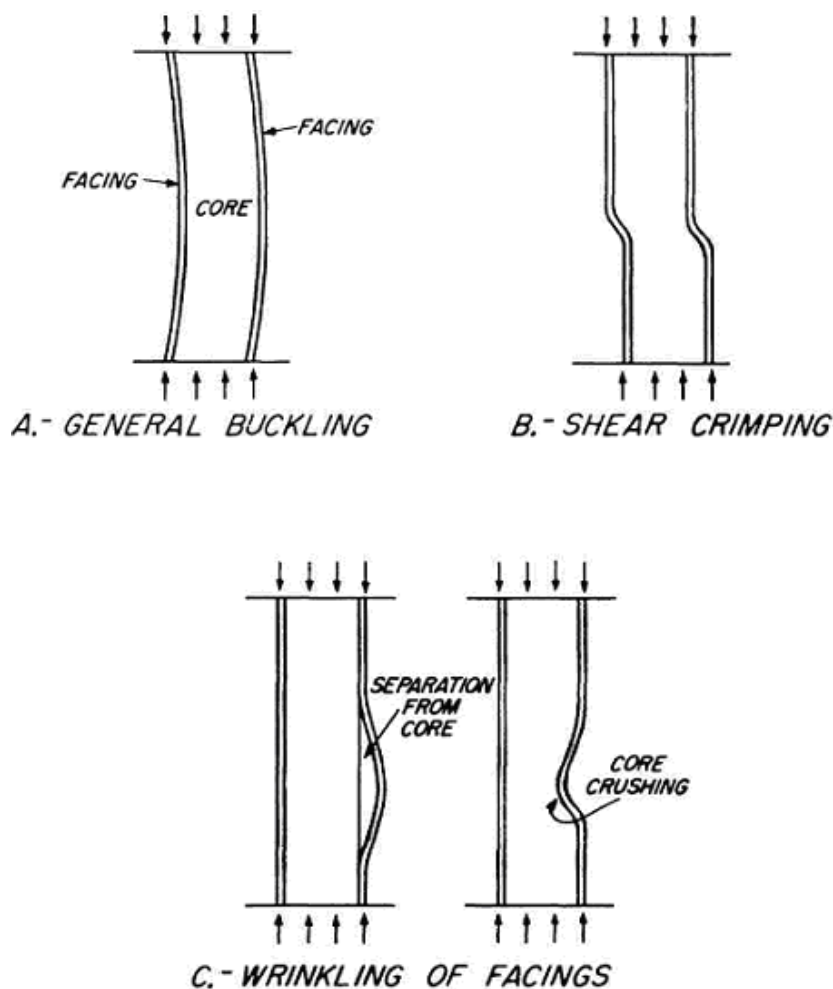
Z dosud provedených výzkumů je zřejmé, že u sendvičů zatížených v tlaku se objevuje celá řada různých modů porušení, které můžeme obecně rozdělit do 2 kategorií:

1) Nestability

- ztráta stability jako celku (velká délka půlvlny, při velké štíhlosti)
- vytvoření smykového lemu (není to lokální porucha, ale forma celkové ztráty stability, kdy délka vlny je velmi malá kvůli nízkému modulu pružnosti ve smyku. Lem se objeví náhle a obvykle způsobí, že se výplň v lemu poruší, nebo se vsmykne lepidlo.)
- zvlnění vnější desky (wrinkling) (lokální nestabilita, vybočení samotných vnějších vrstev - malá délka půlvlny způsobená nedostatečnou rovinou, nebo ohybovou tuhostí a elastickými vlastnostmi jádra. Vnější desky se mohou zbořit buď dovnitř nebo ven, záleží na pevnosti v tlaku výplně vzhledem k napětí v tahu lepidla.)

2) Materiálová porucha

- odtržení vnějších vrstev od výplně a jejich vyboulení (nedostatečná pevnost lepidla)
- materiálová porucha vnějších vrstev (příliš křehký materiál vnější vrstvy a příliš tažný materiál výplně)
- porucha výplně a následné vyboulení vnějších vrstev (usmýknutí jádra výplně, nedostatečná pevnost a houževnatost)



Obr. 2 - Druhy poruch sendvičového panelu v tlaku [3]

Na kritické zatížení při ztrátě stability a chování po ztrátě stability má kromě této tuhosti vliv mnoho dalších parametrů. Velký význam má druh okrajových podmínek - způsob uložení hran panelu, nebo vliv imperfekcí a vad.

Imperfekce mohou být jak geometrické (rovinnost), tak i materiálové. Tyto imperfekce mají významný vliv na únosnost a chování při ztrátě a po ztrátě stability. Imperfekce mohou vzniknout již ve výrobě nebo pak v provozu stárnutím a vlivem prostředí – vznikají vady a poškození jako jsou dutiny, poréznost, delaminace, trhliny v matrici, lom vláken výztuže a další. Tyto vady a poškození nemusí být nutně viditelné a snadno detekovatelné, mohou však způsobit značnou degradaci tuhosti a ovlivnit pevnost a mez ztráty stability.

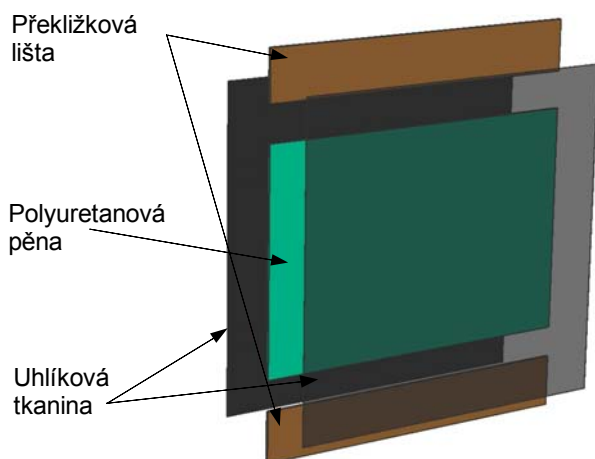
Teoretická předpověď mezního zatížení vyžaduje komplexní znalost geometrických a materiálových charakteristik, okrajových podmínek apod., jejichž určení není vždy jednoduché. Navíc při přítomnosti vad a poškození jsou tyto teoretické výpočty, případně modely ještě komplikovanější.

2. Zkušební vzorky

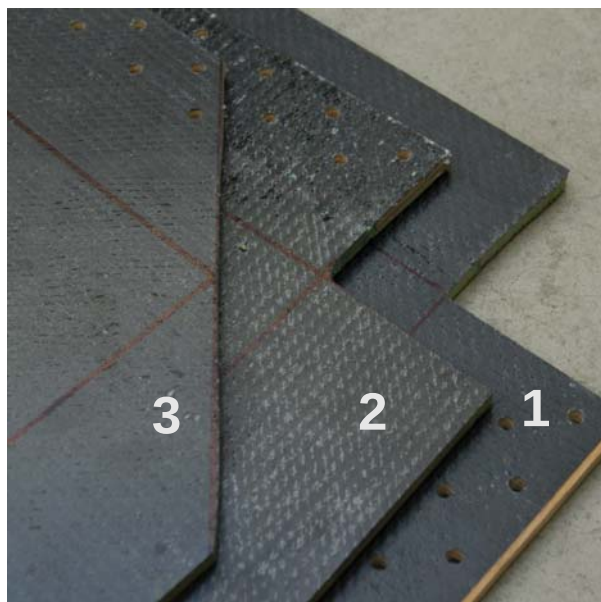
Zkušebními vzorky byly rovné kompozitní panely. Polotovary vzorků jsou vyrobeny technologií kontaktní laminace s dodatečným odvakuváním firmou Vanessa compostes. Z polotovarů (desek) jsou nařezány vodním paprskem jednotlivé zkušební vzorky. Pro zavedení bylo nutné vyztužení okrajů panelů. Na základě zkušeností získaných v disertační práci Ing. Ivana Jeřábka [1] bylo zvoleno vyztužení pomocí překližkové vložky (**Obr. 3**).

Pro zmenšení koncentrace napětí, vzniklého stykem dvou okrajových podmínek, byla nutná modifikace jejich rohů. V průběhu zkoušek byly testovány tři typy těchto úprav (**Obr. 3**). Jako optimální se z použitých řešení číslo 3, tedy seříznutí rohu pod úhlem 45° na hranici měřicího prostoru. První dvě řešení se ukázala neschopná eliminovat koncentraci napětí.

Referenční šířka zkušebního vzorku byla stanovena s ohledem na velikost měřicího prostoru zkušebního stroje na 350 mm. Délky panelů byly určovány jako násobky šířky (350 mm). Délka vzorků je jedno a dvojnásobek referenčního rozměru (350 a 700 mm). Tloušťky zkušebních vzorků byly zvoleny s ohledem na běžně používané tloušťky polyuretanových pěn (4 a 8 mm). Bylo zkoušeno pět různých typů skladeb tkanin panelů.



Obr. 3 - Schéma skladby zkušebního vzorku vyztuženého překližkou

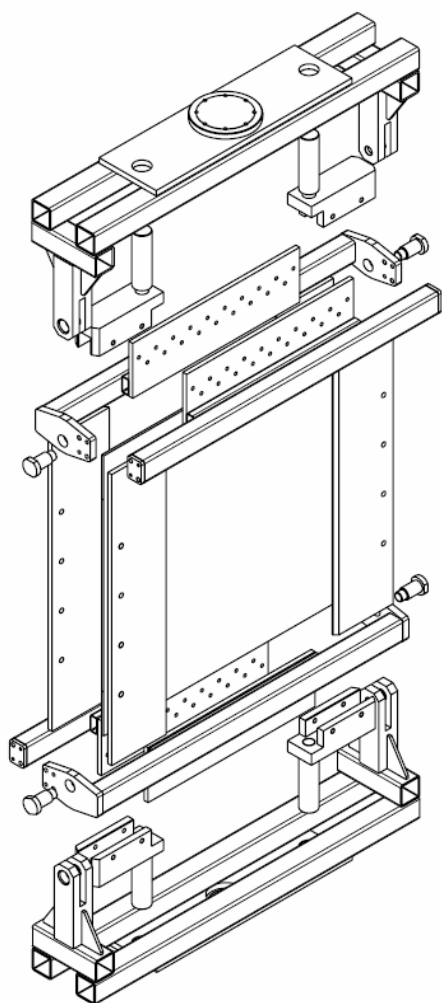


Obr. 4 - Rohy panelů

3. Zkušební zařízení

Zkoušky byly provedeny v laboratoři Odboru letadel na zatěžovacím stroji ZUZ 200 od firmy Inova. Pro zavedení sil do vzorku byl navržen zkušební přípravek (Obr. 5, Obr. 6). Přípravek zajišťoval otočné uložení přírub na horní a dolní (vyztužené) straně. Konstrukce uložení bočních (nevztužených) stran byla realizována jako kluzná ve směru zatěžující síly. Přípravek umožňuje variabilitu v tom, že toto uložení může být buď vetknuté nebo otočné v ose kolmém na osu zatěžující síly.

Zatěžující síla, která byla zaváděna pomocí příruby přes horní ráhno přípravku, se do zkušebního vzorku přenášela přírubovým spojem. Během experimentu byla snímána a zaznamenávána zatěžující síla a deformace zkušebního vzorku.



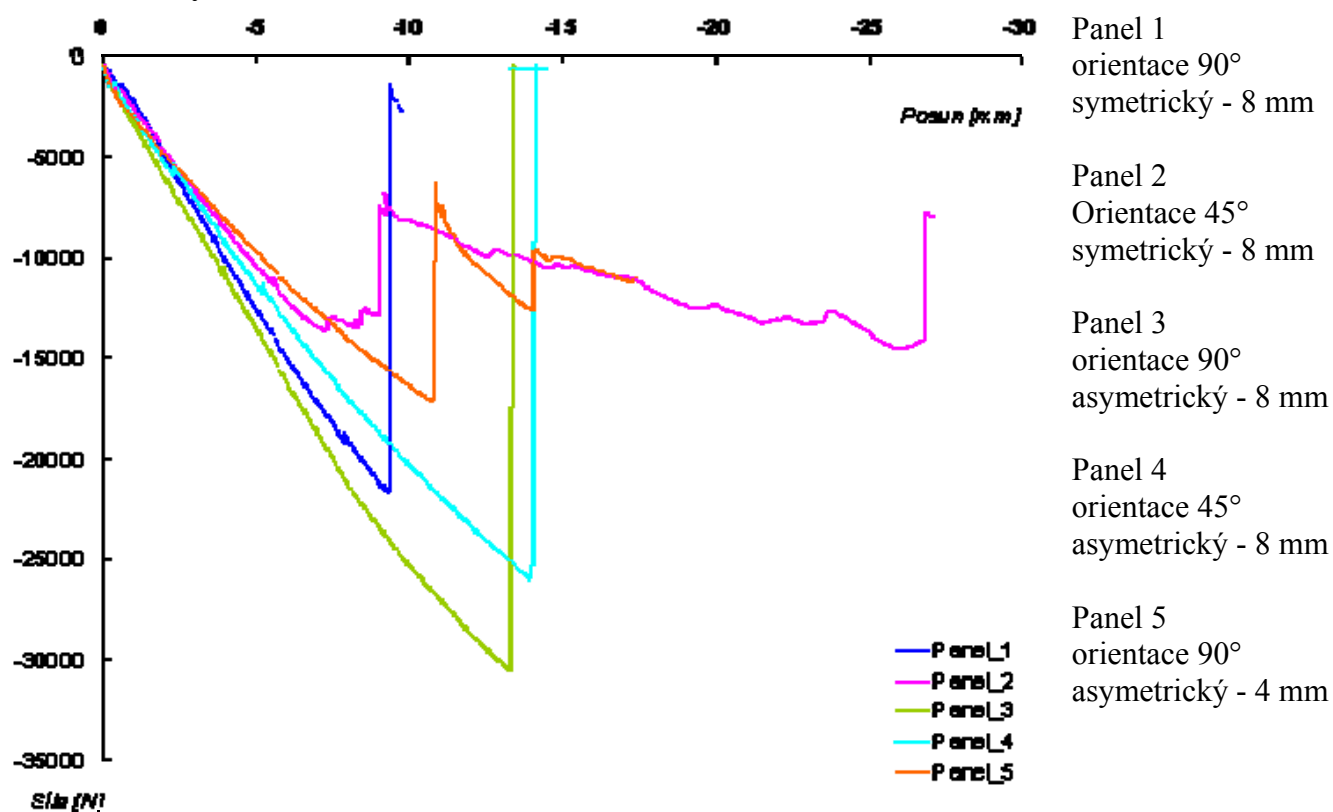
Obr. 5 - 3D model přípravku



Obr. 6 - Přípravek v zatěžovacím stroji

4. Naměřená data

4.1. Panely 350x350 mm



Obr. 7 – Tlakový diagram panelů 350x350mm

Fotografie poruch jednotlivých panelů



Obr. 8 - Panel 1



Obr. 9 – panel 2

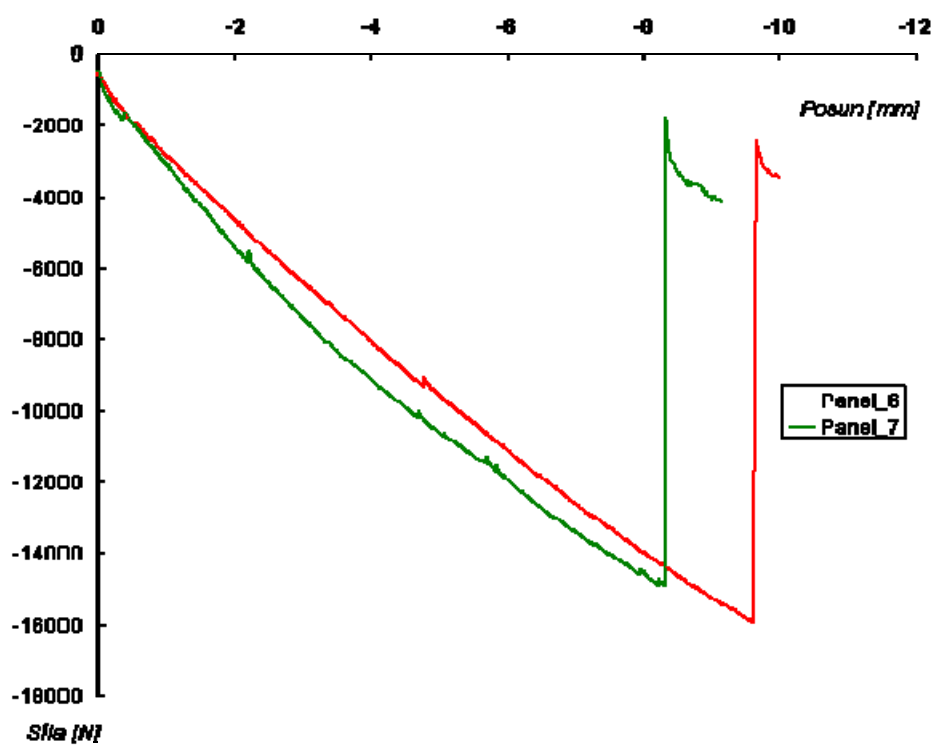


Obr. 10 – Panel 3



Obr. 11 – panel 4

4.2. Panely 700x350 mm



Panel 6
orientace 90°
symetrický - 8 mm

Panel 7
orientace 90°
symetrický - 8 mm

Obr. 12 – Tlakový diagram panelů 700x350mm

Fotografie poruch jednotlivých panelů



Obr. 13 - Panel 6



Obr. 14 – Panel 7

5. Závěr

Z provedených zkoušek je zřejmý jak vliv tloušťky pěny, tak i množství a orientace tkaniny. Pokud je orientace tkaniny 45° na osu zatěžování, sníží se únosnost vůči orientaci 90° na 70%, dvojnásobná tloušťka pěny zvýší únosnost na 210% únosnosti jednoduché tloušťky a vrstva tkaniny přidaná na jednu stranu panelu na 140%.

Výsledky zkoušek ukázaly nutnost revidovat použité metody pro výpočet kritické síly panelů. Experimentálně stanovené hodnoty kritické síly jsou vyšší než hodnoty stanovené numerickými nebo analytickými metodami.

Diskutabilní se ukázal vliv rohů panelů. V rozích dochází ke střetu uložení a i přes úpravy tvaru rohů zde vzniká koncentrátor napětí. Na tuto skutečnost ukazuje to, že u většiny panelů byly poruchy iniciovány nebo alespoň ovlivněny právě kouty.

6. Seznam použité literatury

- [1] Ing. Jeřábek I., *Experimentální vyšetřování stability kompozitních panelů v leteckých aplikacích*, disertační práce, Praha 2007
- [2] *Structural Sandwich Composites*, MIL-HDBK-23, U.S. Department of Defense, Washington, DC, 1968
Rao, K.M., Buckling Analysis of Anisotropic Sandwich Plates Faced with Fiber-Reinforced Plastics, *AIAA Journal*, Vol. 23, 1985
- [3] M. Ahmer Wadee, and A. Blackmore, *Delamination from localized instabilities in compression sandwich panels*, a Department of Civil & Environmental Engineering, Imperial College of Science, Technology & Medicine, London SW7 2BU, UK, 2000