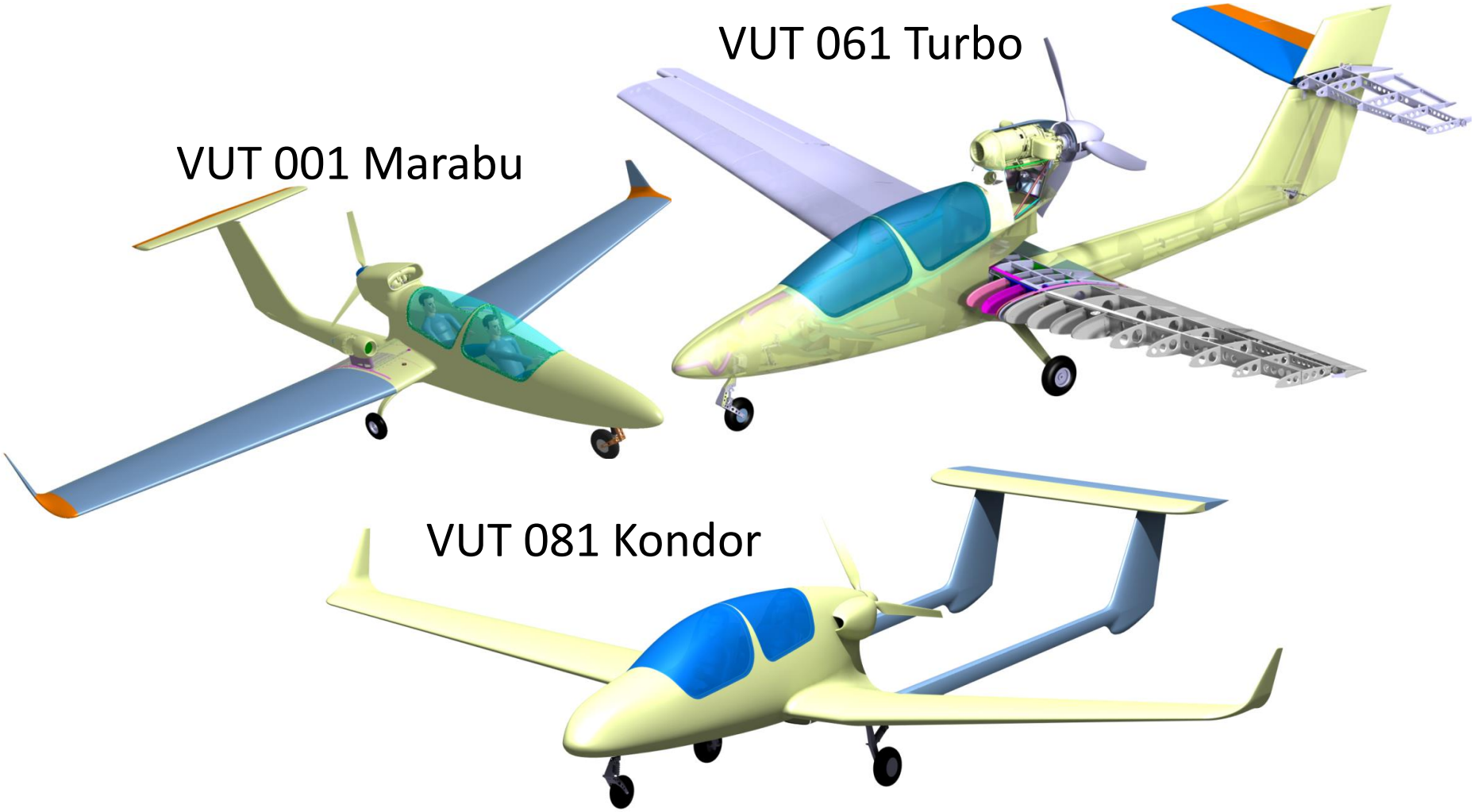
Návrh konstrukce lehkého letounu z kompozitních materiálů metodou konečných prvků

Ing. Michal Mališ, Ph.D.
Letecký ústav VUT v Brně

Vývojové projekty LU

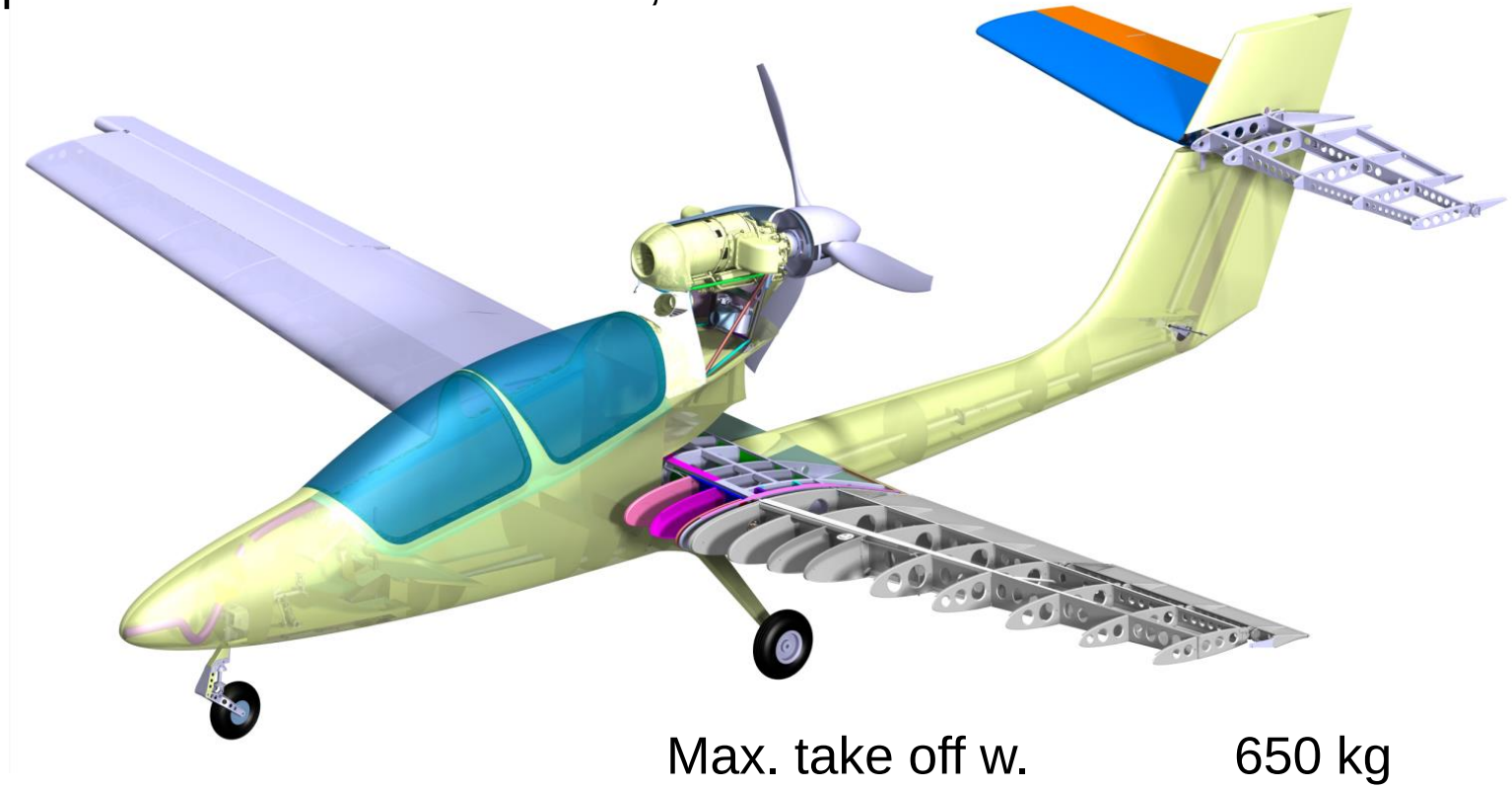


Obsah

1. Výchozí podmínky – technologie výroby
2. Použité materiálové vlastnosti
3. Přístup k modelování, jeho omezení, očekávané výstupy
4. Vyhodnocení – systém ComPost
5. Přístupy detailního modelování
6. Realizované projekty + výhledy

Představení projektu VUT-061 Turbo

Výkon motoru	180 kW
Předpisová základna	CS-VLA, CS-23



Max. take off w.	650 kg
Empty weight	390 kg
Max horizontal speed	300 km/h

Výchozí požadavky pro kompozitní součásti

- Předpisová báze pro kompozitní části CS-VLA.

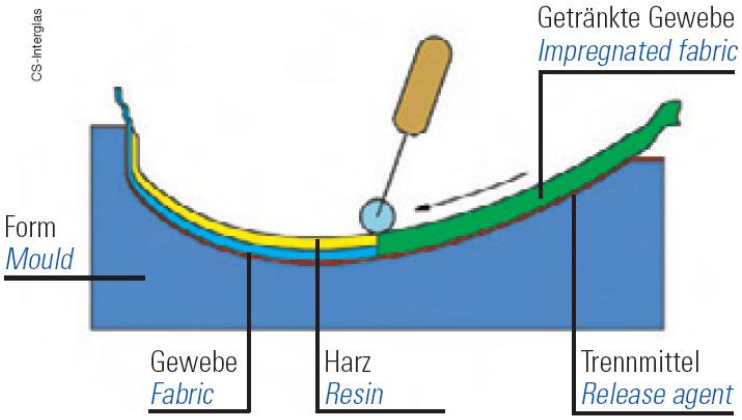
- Technologie ruční kontaktní laminace do kompozitní formy

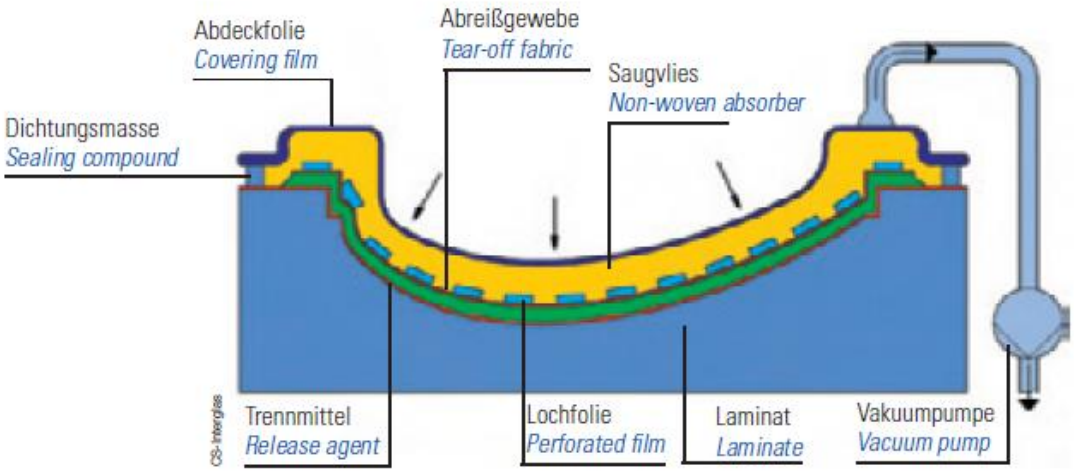
- Minimalizace počtu forem

- Součinitel bezpečnosti 2.25
    - Součinitel bezpečnosti 1.5
    - Vliv vlhkosti 1.2
    - Vliv zvýšené teploty 1.25

Groteska

Použitá technologie výroby





Materiálová data dle CS23

CS 23.613 Material strength properties and design values
(See AMC 23.613)

(a) Material strength properties must be based on enough tests of material meeting specifications to establish design values on a statistical basis.

(b) The design values must be chosen to minimise the probability of structural failure due to material variability. Except as provided in sub-paragraph (e) , compliance with this paragraph must be shown by selecting design values that assure material strength with the following probability:

(1) Where applied loads are eventually distributed through a single member within an assembly, the failure of which would result in loss of structural integrity of the component; 99% probability with 95% confidence.

(2) For redundant structure, in which the failure of individual elements would result in applied loads being safely distributed to other load carrying members; 90% probability with 95% confidence.

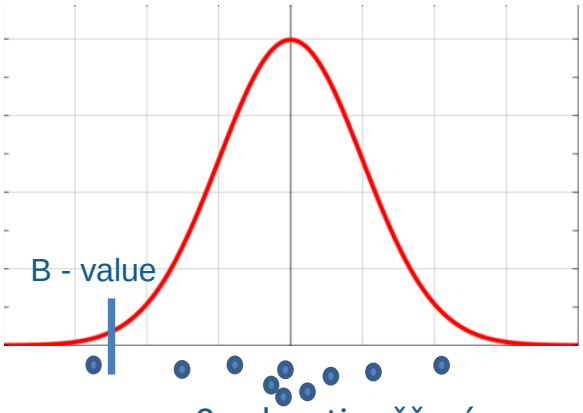
(c) The effects of temperature on allowable stresses used for design in an essential component or structure must be considered where thermal effects are significant under normal operating conditions.

Design values

A - value

B - value

B - value



Materiálová data dle CS23

Aplikace A-value a B-value

A-value – v případě, kdy porucha elementu by znamenala kolaps konstrukce

B-value - zatížení z porušeného elementu se přenese na okolní konstrukci

Výpočet A, B - value

$$B = M - k_B S$$

A value	Number of specimen	2	5	16	17	18	19	20
	k_A	37.094	5.741	3.464	3.414	3.370	3.331	3.295

B value	Number of specimen	2	5	16	17	18	19	20
	k_B	20.581	3.408	2.034	2.002	1.974	1.949	1.927

Vliv vlhkosti – kondiciováno v klimatické komoře

Vliv teploty – zkoušení za zvýšené teploty

Materiálová data dle CS23 – příklad

Test plán materiálových zkoušek k vývoji akrobatického letounu dle CS-23

Měření E_1, E_2, G_{12}, μ_{12}, X_t, X_c, Y_t, Y_c, S_{12}, ILSS

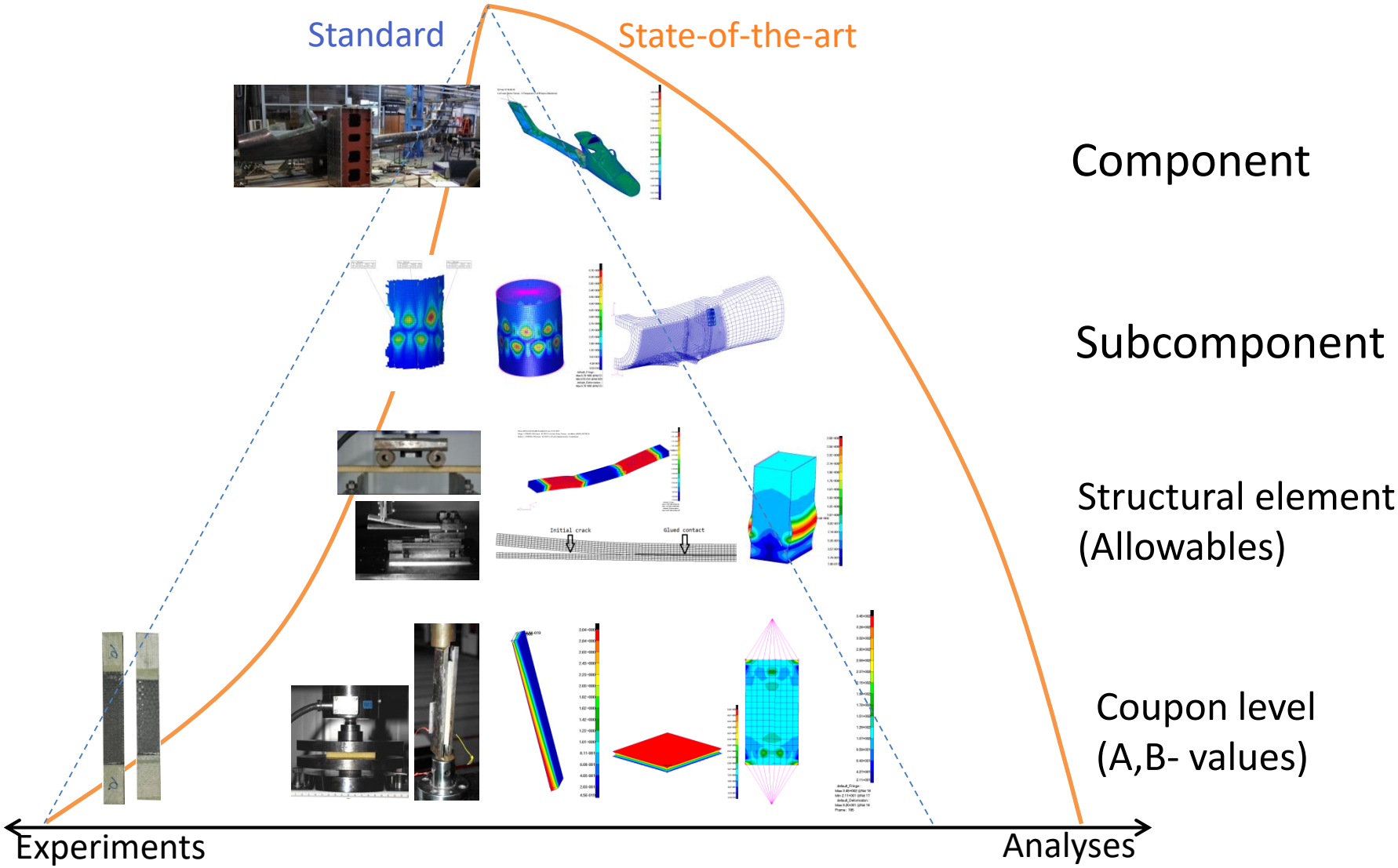
Kondiciování: 30 dní, 100% vlhkost, teplota 37°C

10 vzorků zkoušeno při pokojové teplotě, 10 vzorků při teplota 90°C

Příklad - tkanina C200

	E_1	E_2	G_{12}	μ_{12}	X_t	X_c	Y_t	Y_c	S_{12}	ILSS	
Tahová zkouška	X	X		X	X		X				20 vzorků
Tlaková zkouška						X		X			20 vzorků
Tah +45°			X						X		20 vzorků
ILSS										X	20 vzorků
											80 vzorků

Building block approach



Materiálová data dle CS-VLA – součinitel bezpečnosti

(Početní zatížení = Provozní zatížení x Součinitel bezpečnosti)

a) Mohou být použity A,B- value podle postupu z CS-23, nebo
b) Zjednodušený přístup dle CS-VLA

1. Statistické vyhodnocení vzorků

Coefficient of Variation %	Test Factor
5	1·00
6	1·03
7	1·06
8	1·10
9	1·12
10	1·15
12	1·22
14	1·30
15	1·33
20	1·55

Variační součinitel

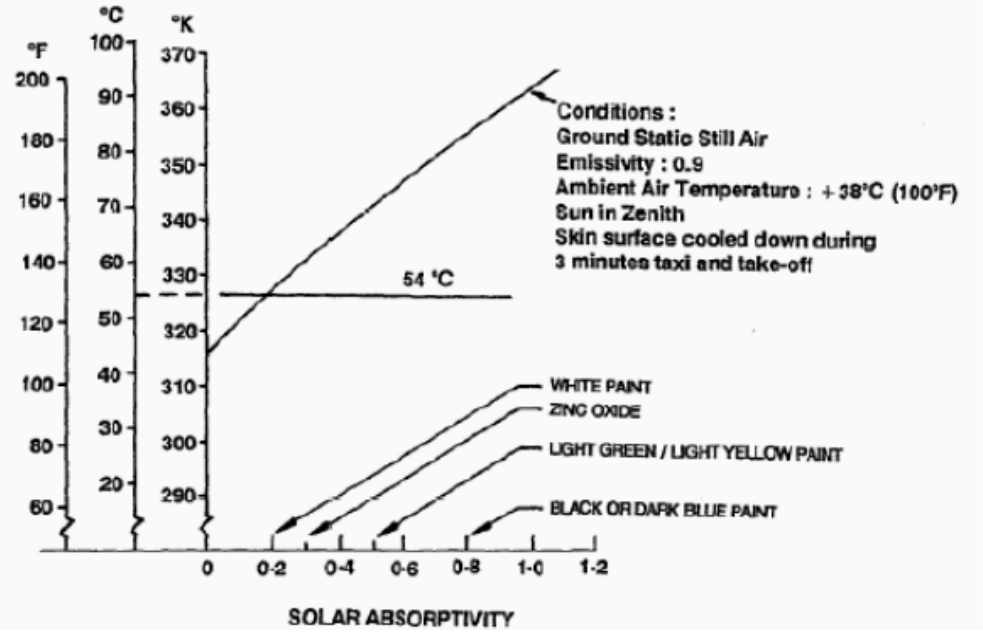
$$CV = 100\frac{S}{M}$$

S Směrodatná odchylka

M Průměrná hodnota

Materiálová data dle CS-VLA – součinitel bezpečnosti

2. Vliv vlhkosti:
   - Kondiciovaní ve vlhkém prostředí celé konstrukce před stat. zkouškou
   - Uvážení přídavného součinitele bezpečnosti 1,2
3. Vliv zvýšené teploty:
   - Zkoušení za zvýšené teploty podle
   - Při zkoušce za studena použít přídavní součinitel bezpečnosti 1,25



Použité materiálové charakteristiky

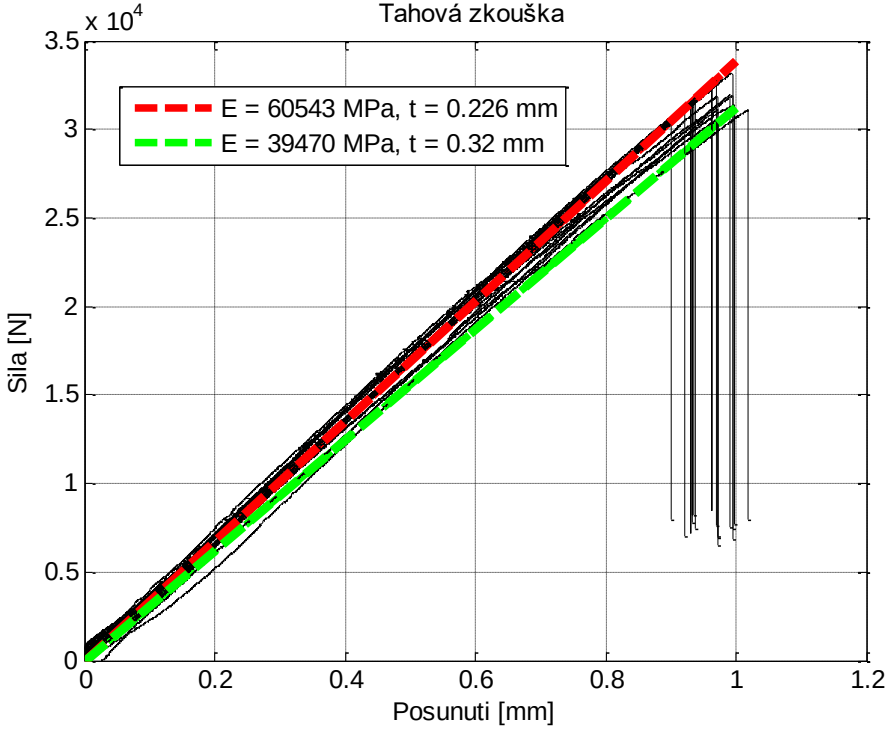
Akceptované LBA (Spolkový letecký úřad) pro stavbu kluzáků

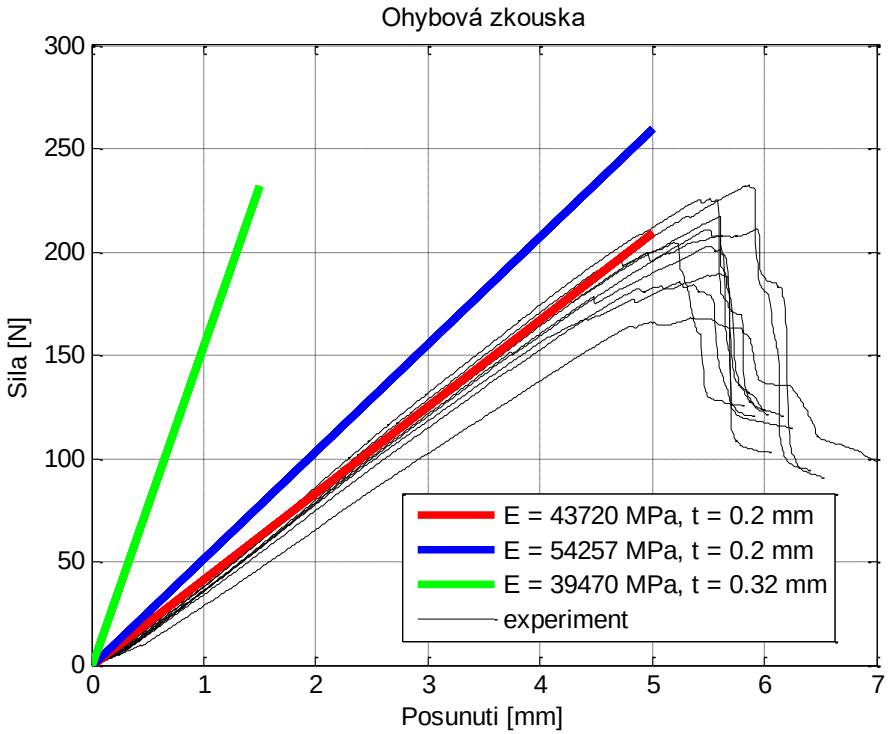
Předpokládaný objemový poměr 35% ,

Tloušťka vrstvy dle gramáže tkaniny

	Uhlík – tkanina	**Sklo – tkanina**	**Sklo- UD**	**Uhlík - UD**
E_1 [MPa]	39470	16600	30320	77000
E_2 [MPa]	39470	16600	7161	3400
E_x [MPa]	10170	10500		
ν_{12} [-]	0,037	0,2	0,37	0,28
G_{12} [MPa]	1620	3800	2345	2870
G_x [MPa]	15950	7900		
σ_{1t} [MPa]	146	95	294	420
σ_{1c} [MPa]	146	95	200	420
τ_x [MPa]	114	95		100

Omezení materiálových charakteristik

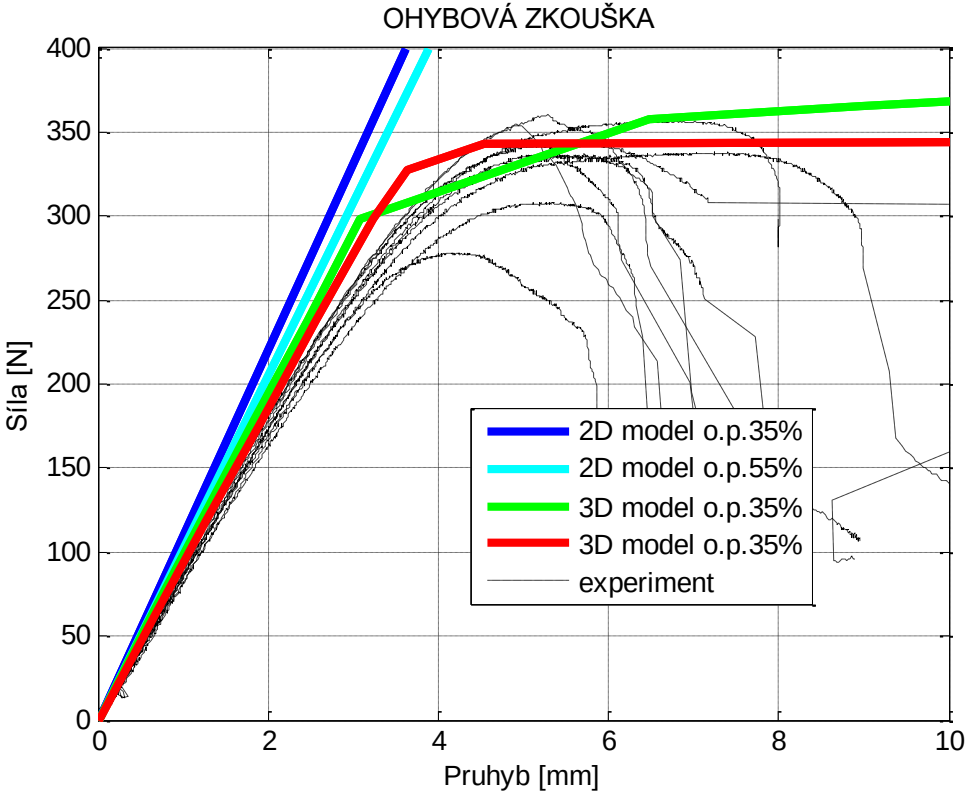




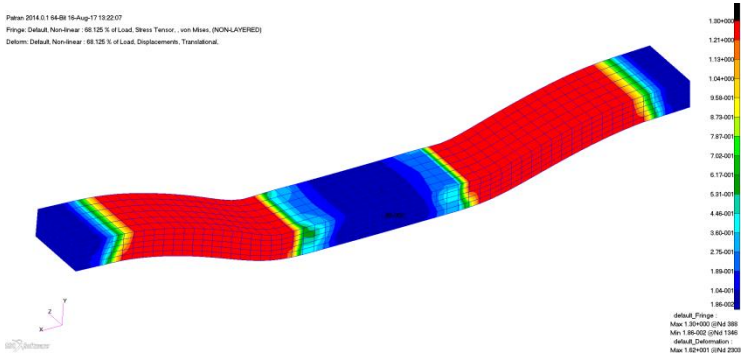
Tahový zkouška dle ASTM D3039

Ohybová zkouška dle ASTM D790

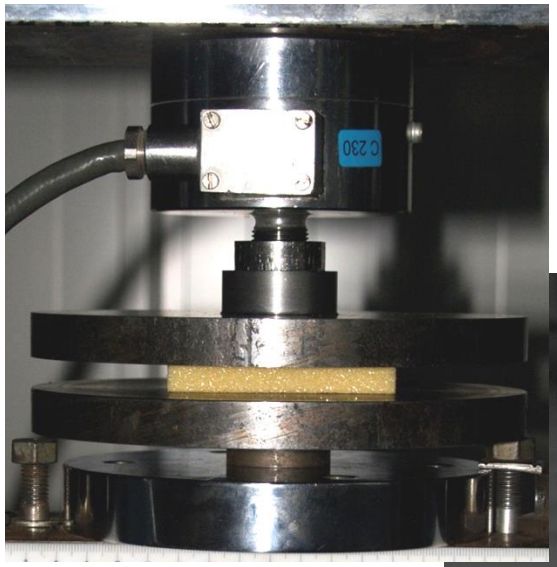
Ohyb sendvičového nosníku

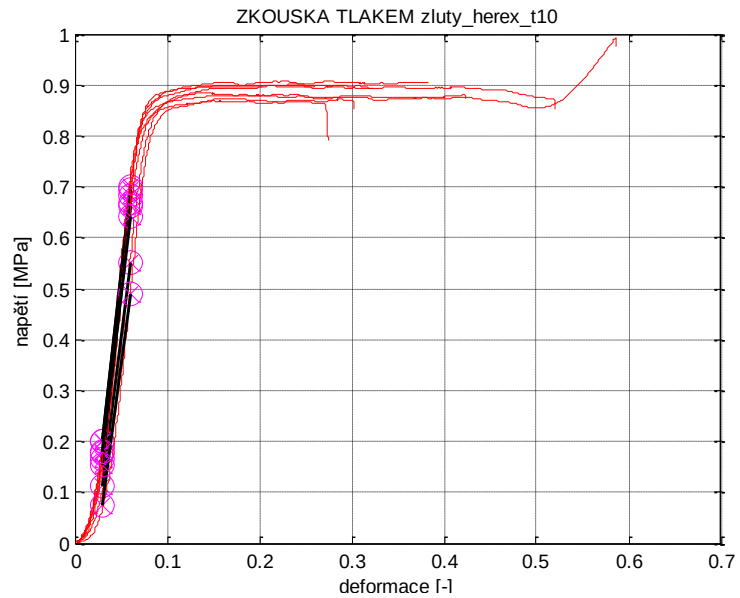


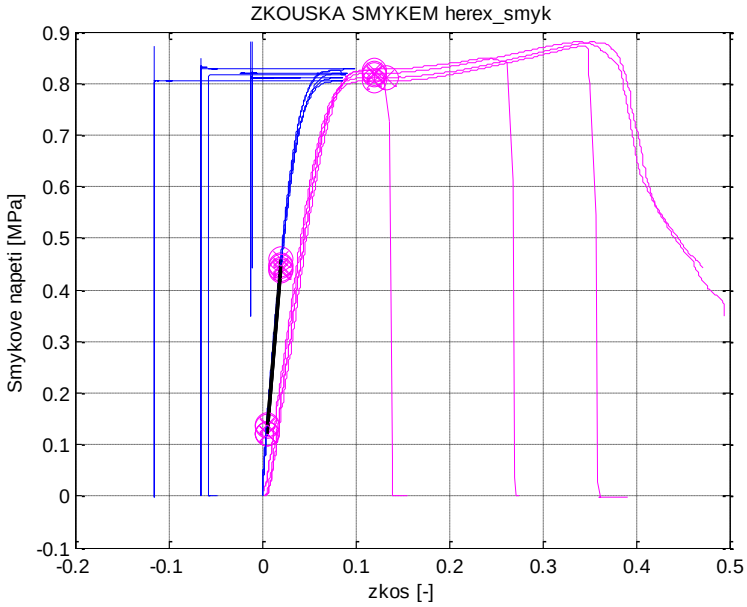
ASTM C 393



Laboratorní zkoušky pěny

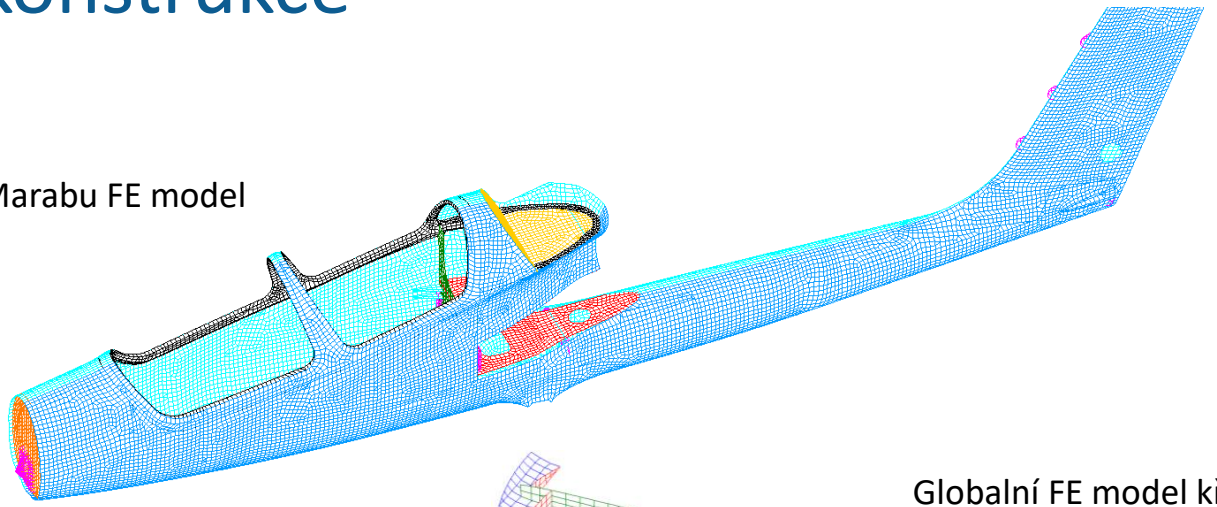




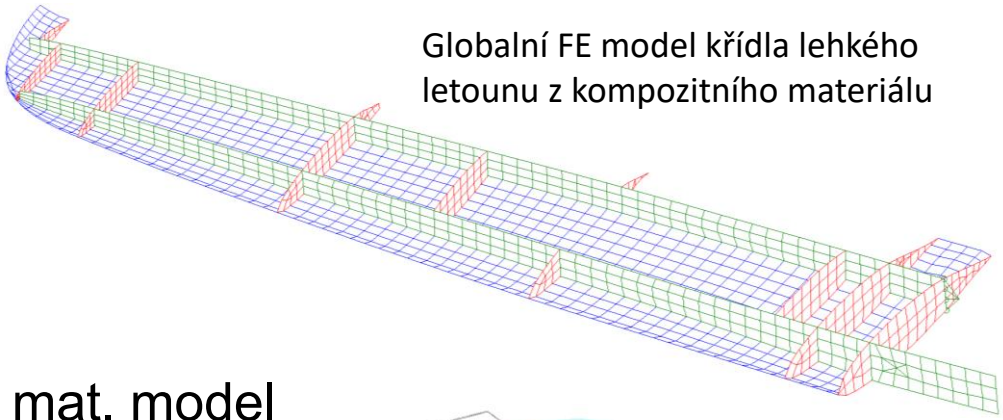


Model konstrukce

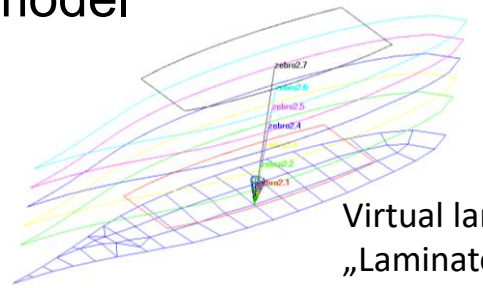
VUT 001 Marabu FE model



Globalní FE model křídla lehkého letounu z kompozitního materiálu



- MSC. Patran/Nastran
- Module „Laminate Modeler“
- 2-d elementy
- Laminát - lineární 2d ortotropní mat. model
- Jádro- lineární izotropní model
- Solver 101,106
- 4 - 8 případů zatížení



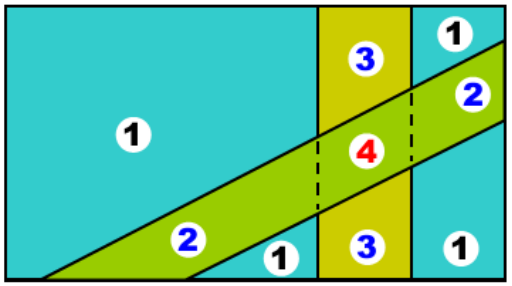
Virtual laminate stacking created in „Laminate Modeler“

Zadání vrstvení

Způsoby zadávání laminátu

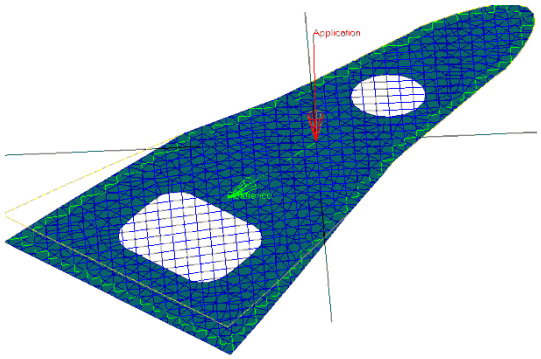
- Zone modeling
- Ply modeling

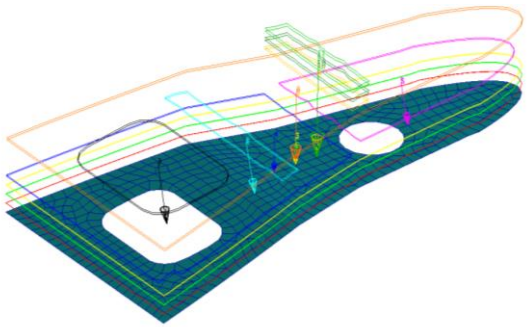
Příklad – Zone modeling



Ply modeling – Laminát modelář

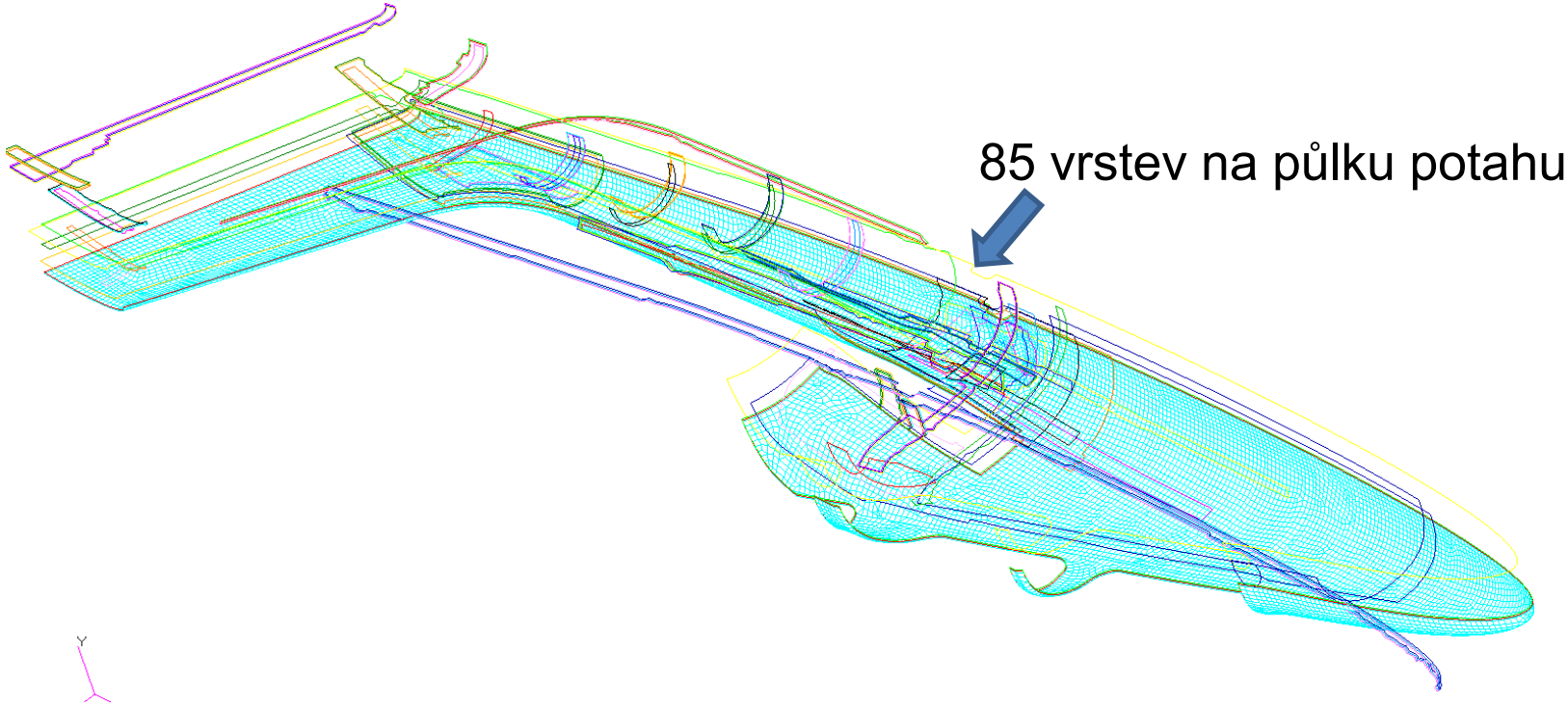
- Definice materiálu, výběr mat. charakteristik, tloušťka vrstvy
- Půdorys vrstvy
- Skladba laminátu
- Výpočet vlastností prvků
- Požadované prvky
- Integrován v pre-pocesoru MSC. Patran



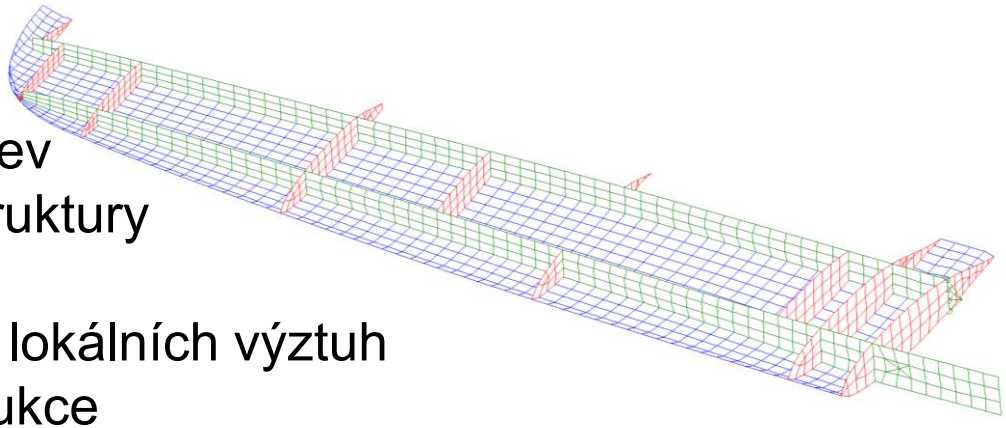


Laminát modelář

- Modelář zohledňuje deformace tkaniny na dvojitě zakřivených plochách
- Členění konstrukce podél technologických celků vhodné číslování vrstev
- Snadná modifikace při postupujícím návrhu



Požadované výsledky + omezení výpočtu



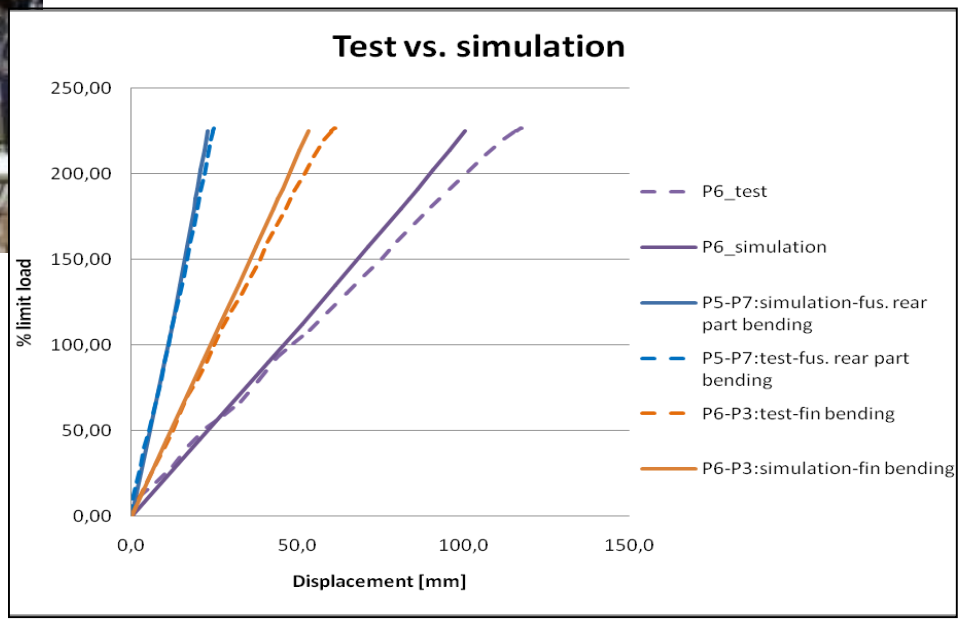
Cíl výpočtu

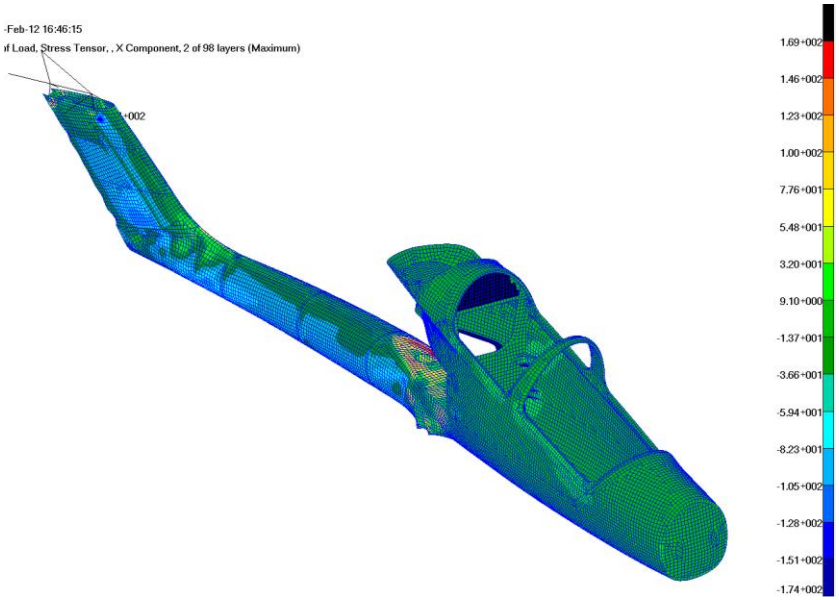
- Návrh skladeb globálních vrstev
- Rozsah použití sendvičové struktury
- Výběr materiálu sendviče
- Určení kritických míst a návrh lokálních výztuh
- Určení globální tuhosti konstrukce

Výpočet neřeší

- Kontrolu lepených spojů
- Koncentrace zatížení v místě zavedení osamělých sil
- Únosnost konstrukce

Vyhodnocení – globální tuhosti





Výsledné hodnoty napětí MKP analýzy

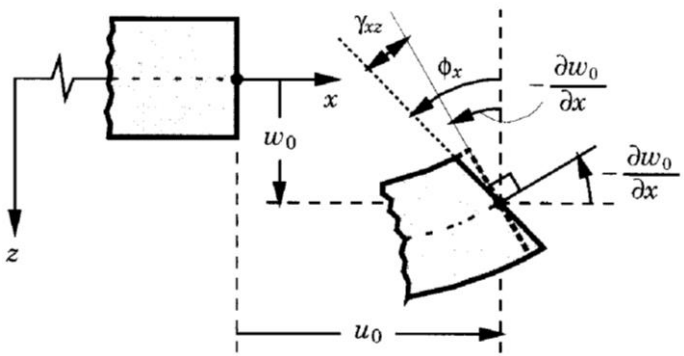
FSDT – first order shear deformation theory – MKP 2D elementy

CLT

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{\varepsilon^1\} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{Bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{Bmatrix} = K \begin{bmatrix} A_{44} & A_{45} \\ A_{45} & A_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \gamma_{yz}^{(0)} \\ \gamma_{xz}^{(0)} \end{Bmatrix}$$

FSDT



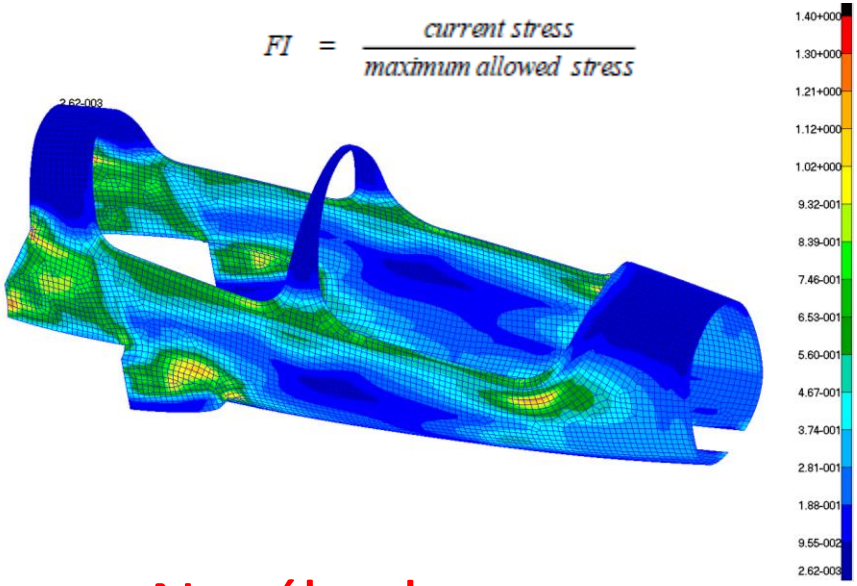
S T R E S S E S I N L A Y E R E D C O M P O S I T E E L E M E N T S (Q U A D 4)

ELEMENT ID	PLY ID	STRESSES IN FIBER AND MATRIX DIRECTIONS NORMAL-1	NORMAL-2	SHEAR-12	INTER-LAMINAR STRESSES SHEAR XZ-MAT	SHEAR YZ-MAT	PRINCIPAL STRESSES (ZERO SHEAR) ANGLE	MAJOR	MINOR	MAX SHEAR
1	11	1.61822E+01	-7.92926E-01	1.11536E-12	-9.68104E-01	-6.59195E-14	0.00	1.61822E+01	-7.92926E-01	8.48758E+00
	2	2.56489E+00	2.56489E+00	-1.34322E+00	-1.20919E+00	-8.23357E-14	-45.00	3.90810E+00	1.22167E+00	1.34322E+00
	33	-2.56489E+00	-2.56489E+00	1.34322E+00	-9.68104E-01	-6.59195E-14	45.00	-1.22167E+00	-3.90810E+00	1.34322E+00
	4	-1.61822E+01	7.92926E-01	-1.11536E-12	0.0	0.0	-90.00	7.92926E-01	-1.61822E+01	8.48758E+00

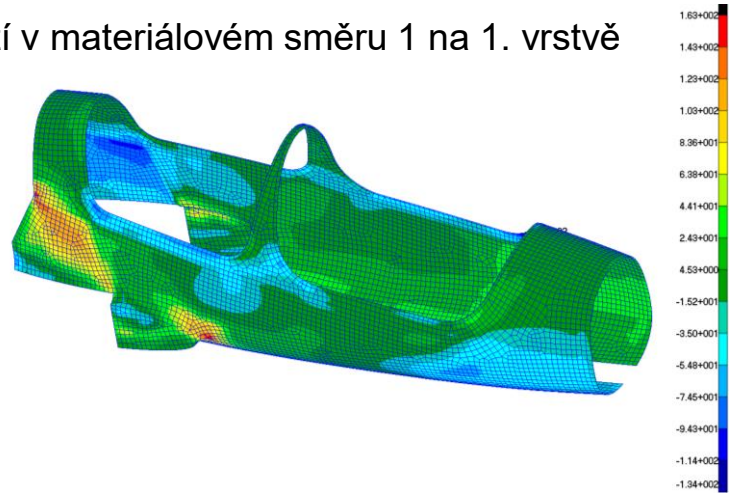
Vyhodnocení podle napětí v MSC. Patran

Failure indices (FI) na potahu trupu VUT 081 Kondor

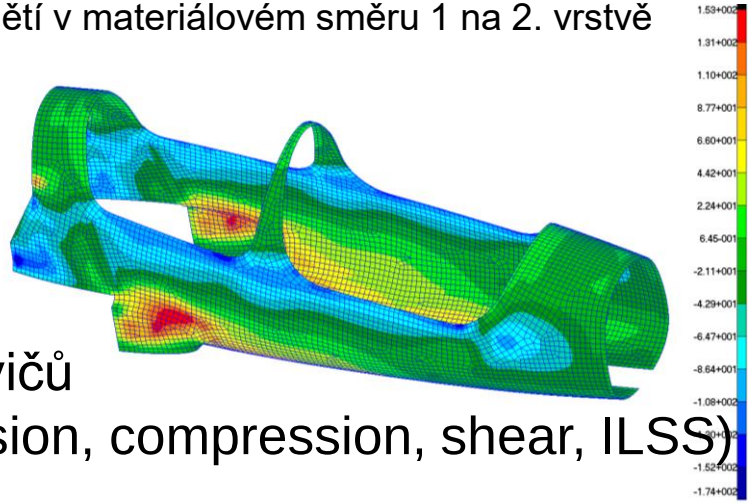
$$FI = \frac{current\ stress}{maximum\ allowed\ stress}$$



Napětí v materiálovém směru 1 na 1. vrstvě



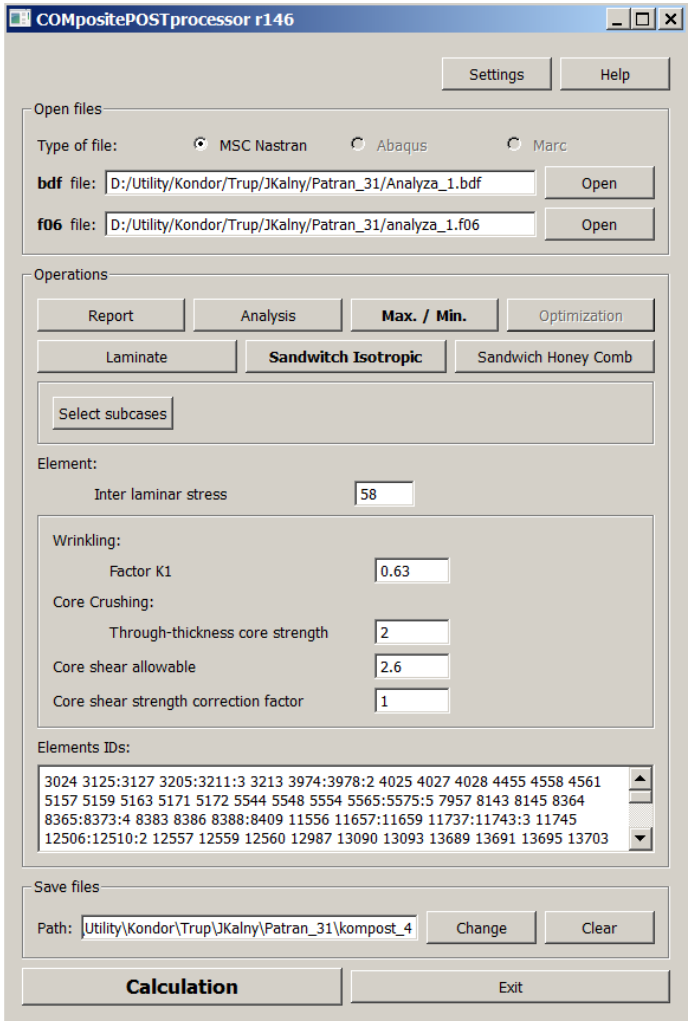
Napětí v materiálovém směru 1 na 2. vrstvě



Nevýhody

- Použití jednoho kritéria poruchy
- Nemožnost vyhodnocení porušení sendvičů
- Neznáme indikovaný mód porušení (tension, compression, shear, ILSS)

COMposite POSTprocessor



- Napsán v jazyce Python 2.7
- Open source freeware
- Vyhodnocuje analýzy 101, 106
- Načítá data ze souborů .bdf a .f06

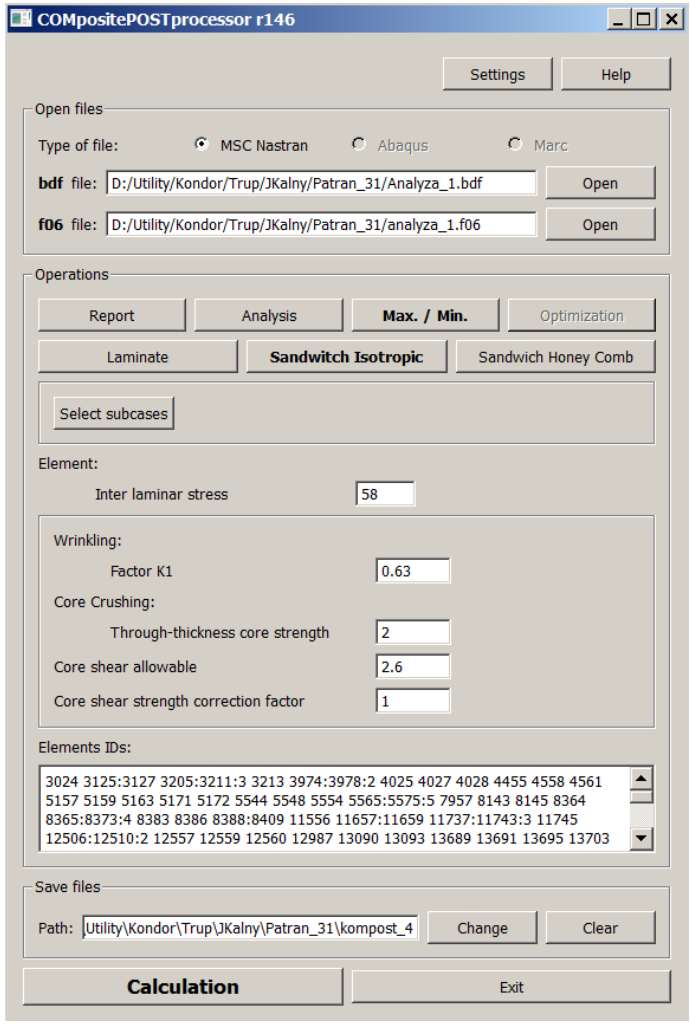
bdf:

- Materiálová data MAT8
- Laminate PCOMP

f06:

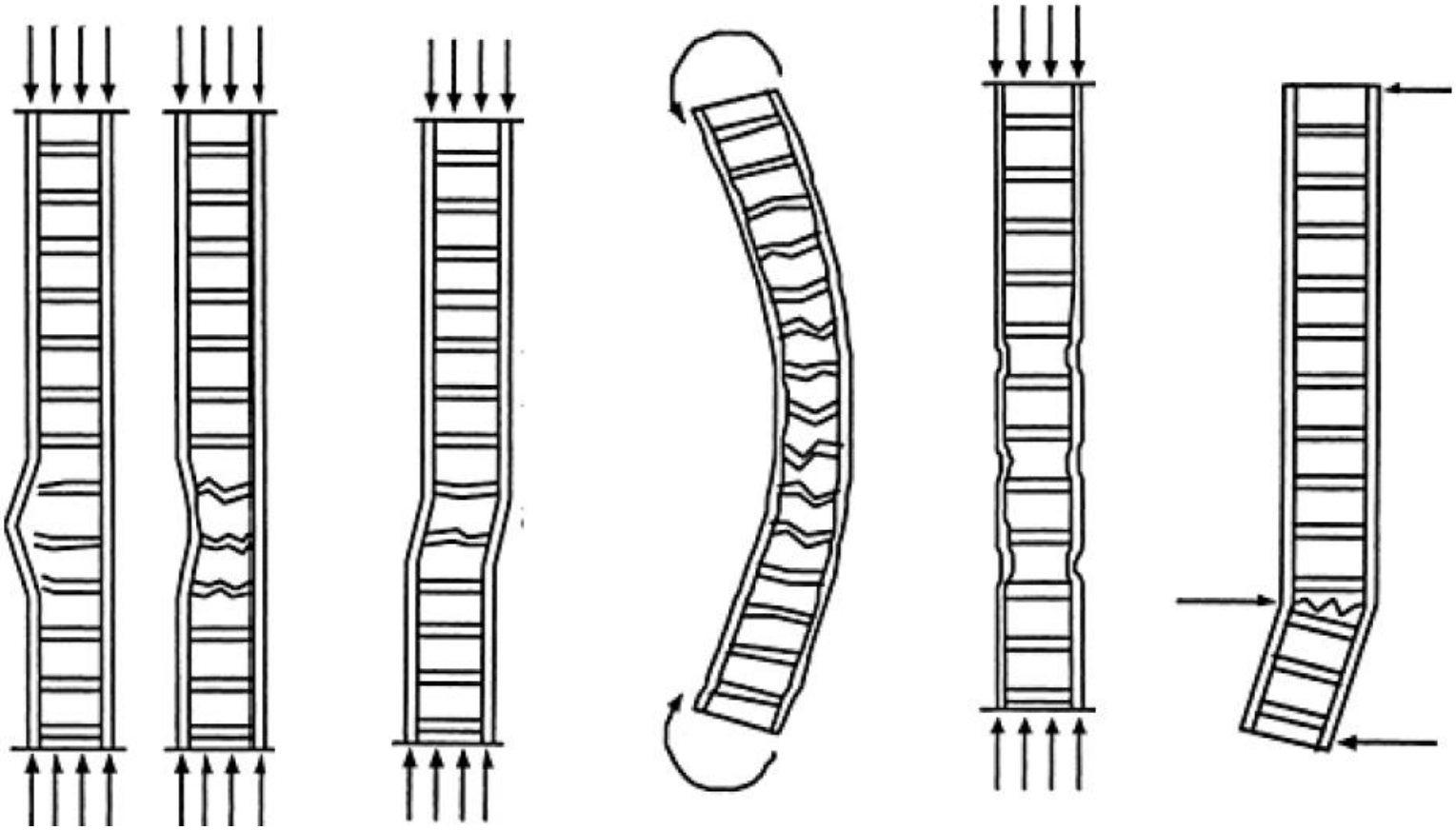
- Rovinná napětí (σ_{11}, σ_{22}, τ_{12})
- Smyková napětí po tloušťce (τ_{13}, τ_{23})

Nabídka ComPostu



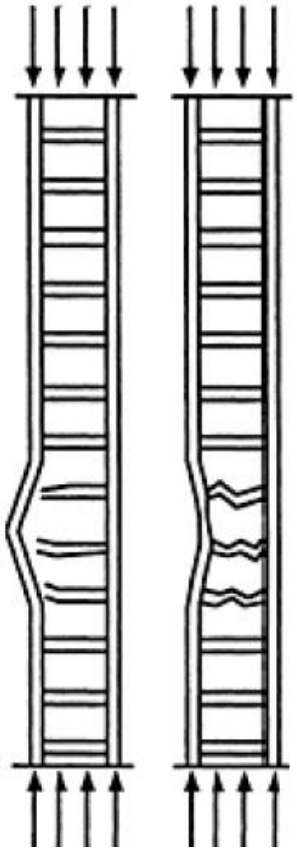
- Kritéria porušení laminátů
  - Max stress
  - Hasin
  - Tsai – Wu
  - Tsai – Hill
- Kritéria porušení sendvičů
  - Face wrikling
  - Crimping
  - Core crushing
  - Core shear failure
  - Intracell dimpling
- Vyhledávání kritických elementů
- Reportování v html souboru

Analyzované mody porušení sendvičové struktury



Wrinkling

Lokální stabilitní porucha potahu sendviče zatíženého tlakovým zatížení s následnou poruchou potahu



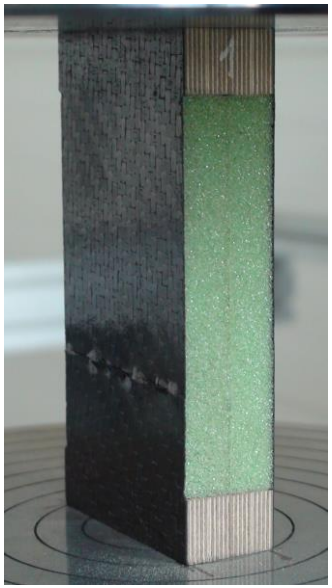
Obecné vztahy:

$$\sigma_{wr}=k_1(E_f G_c E_c)^{1/3}$$:pro sendviče s izotropním jádrem

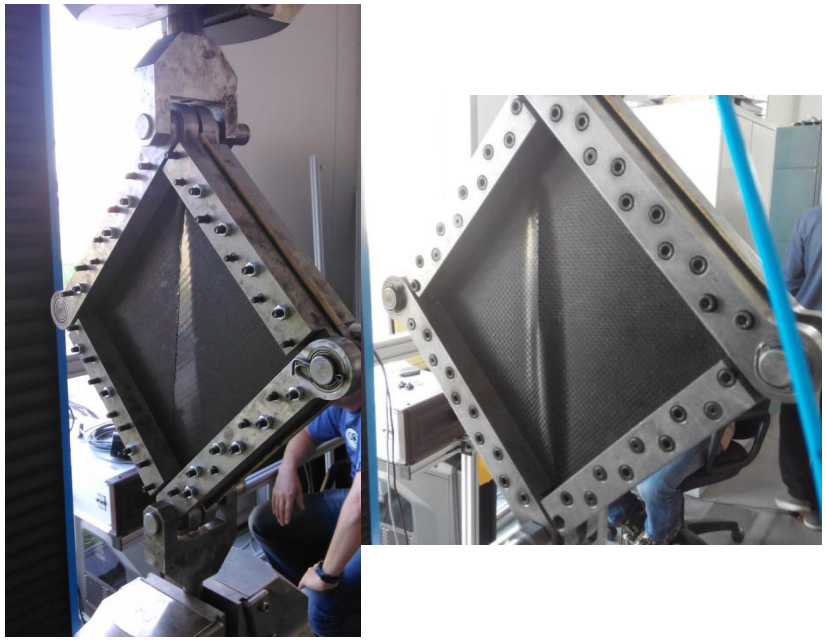
$$\sigma_{wr} = k_2 . E_f \sqrt{\frac{E_c . t_f}{E_f . t_c}}$$:pro voštinové sendviče

- σ_{wr} – Dovolená hodnota na napětí na potahu
- E_f – Modul pružnosti ve směru hlavního tlakového napětí
- E_c – Modul pružnosti jádra v tlaku
- G_c – Modul pružnosti jádra ve smyku
- t_f - Tloušťka potahu
- t_c - Tloušťka jádra
- k_1 - Koeficient pro sendviče s izotropním jádrem (0,63)
- k_2 – Koeficient pro sendviče s voštinovým jádrem (0,82)

Naladění empirických konstant



ASTM C364

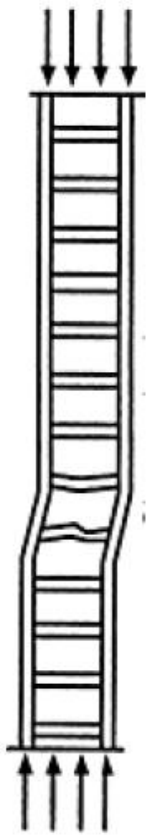


Picture shear frame test

$$\sigma_{wr} = k_1 \sqrt[3]{E_f E_c G_c}$$

$$\sigma_{wr} \sim 150 MPa$$

Lokální stabilitní porucha panel - Crimping



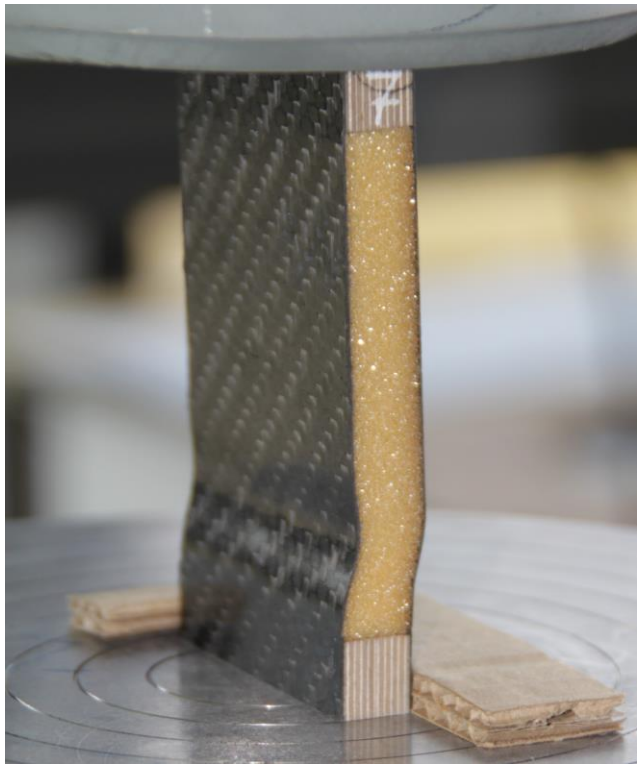
Jedná se o lokální ztrátu stability sendvičové stěny většinou způsobenou nízkou smykovou tuhostí jádra

Obecný vztah:

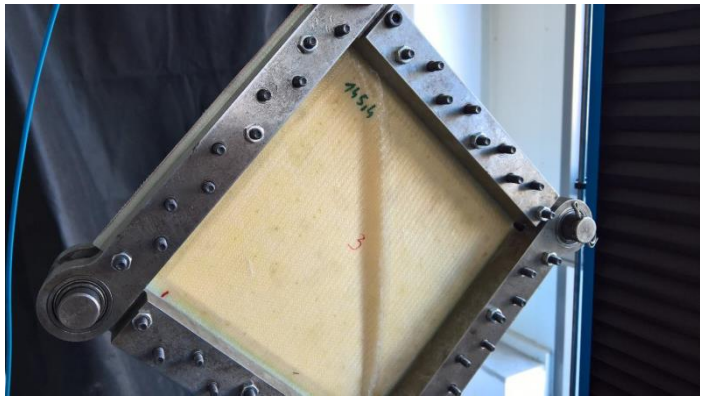
$$N_{cr} = G_c\, t$$

- N_{cr} – Mezní liniová síla ve směru hlavního tlakového zatížení
- G_c – Smykový modul jádra sendviče
- t - Tloušťka jádra sendviče

Experimentální ověření



ASTM C364



Picture shear frame test

Doporučená kombinace materiálů

- Potahy z GFRP ➡ hustota pěny jádra ~ 60 kg/m^3
- Potahy z CFRP ➡ hustota pěny jádra ~ 80 kg/m^3

Zborcení jádra v důsledku ohybu stěny

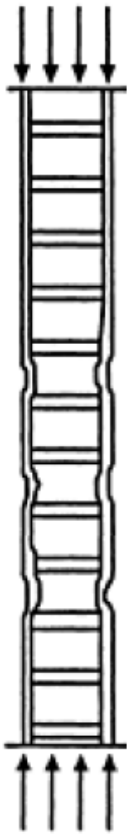
Vzniká při ohybu stany a nadměrném lokálním tlakovém zatížení jádra od potahů panelu

Obecný vztah:

$$\sigma_C = \frac{M_x^{\ 2}}{d \cdot D_{zx}} + \frac{M_y^{\ 2}}{d \cdot D_{zy}}$$

- σ_c – Mezní smykové napětí
- Mx, My – Ohybový moment na jednotku délky
- d - Vzdálenost protilehlých potahů panelu
- D_{zx}, D_{zy} – Ohybová tuhost z ABD matrix

Dimpling



Lokální stabilitní potucha sendvičového potahu, kdy dochází ke zvlnění mezi buňkami voštinového jádra. Není aktuální pro sendviče z pěnovým jádrem.

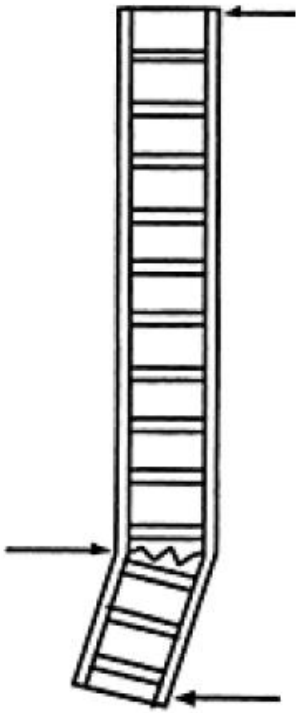
Obecný vztah:

$$\sigma_d = \frac{2E_f}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} \left(\frac{t_f}{c_S}\right)^2$$

- σ_c – Limitní napětí v potahu
- E_f – Modul pružnosti ve potahu ve směru orientace voštiny
- t_f - Tloušťka potahu
- c_s – Velikost buňky voštiny

Porušení jádra ve smyku

Porucha panelu v jako důsledek překročení dovoleného smykového napětí jádra sendviče

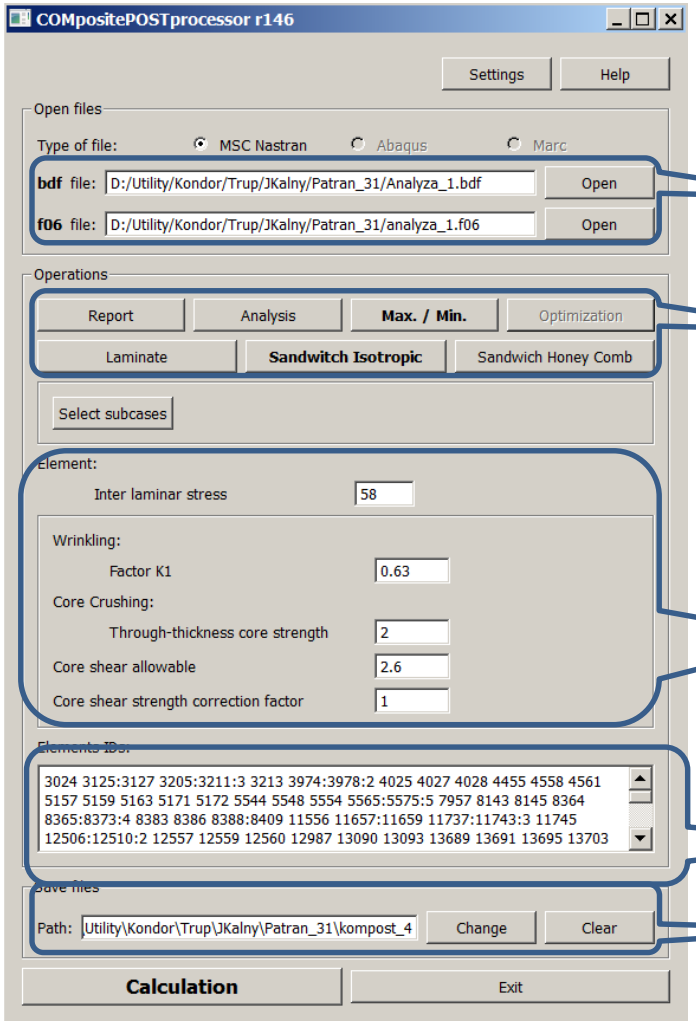


Obecný vztah:

$$\sigma_S = \frac{\sqrt{\tau_{31}^2 + \tau_{32}^2}}{k_f}$$

- T_{31}, T_{23} – Mezné smyková napětí
- σ_s – Pevnost ve smyku
- k_f - Koeficient vlivu tloušťky panelu (pro sendviče použitých na lehkých letadlech = 1)

Použití ComPostu



Výběr vstupního a výstupního souboru analýzy

Výběr typu analýzy

- Report
- Hromadné hledání kritických elementů
- Detailní analýza vybraných elementů

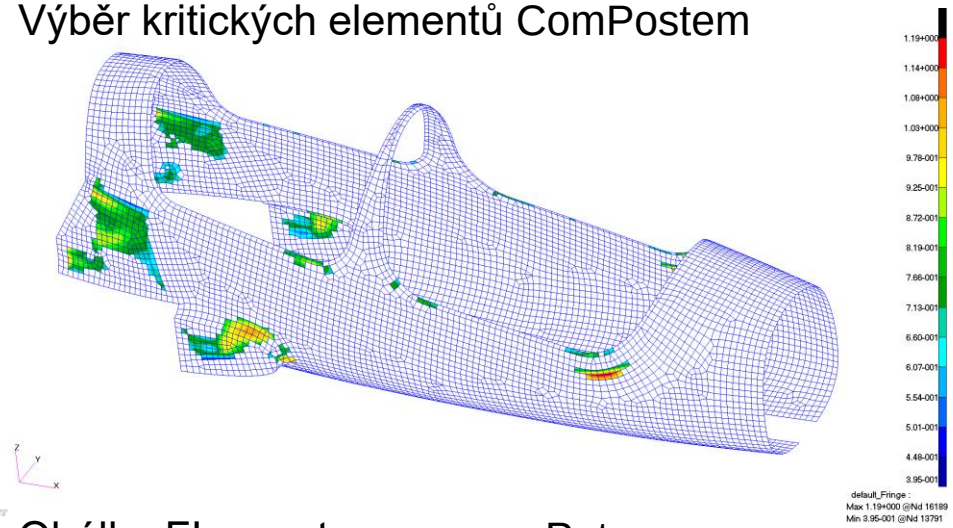
Doplnění materiálových dat

Výběr analyzovaných elementů

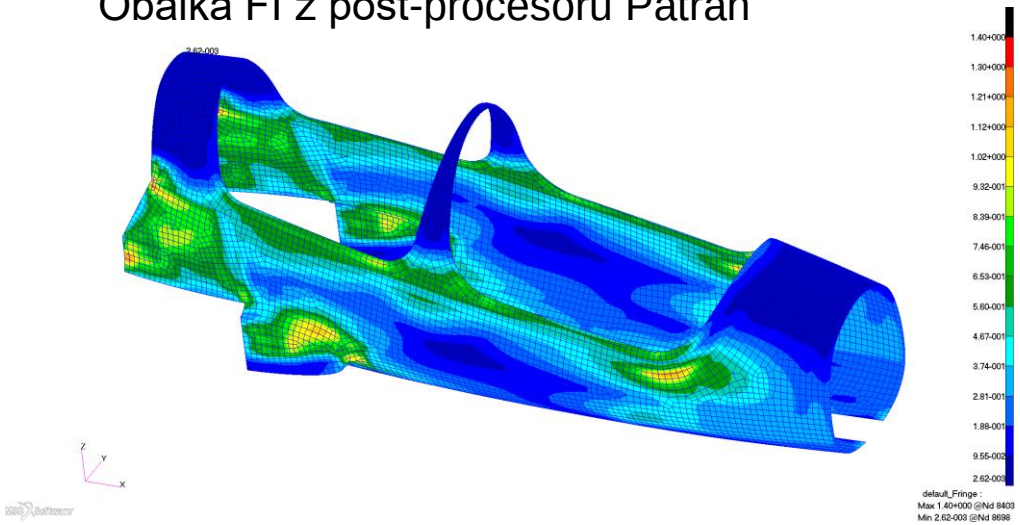
Adresář pro uložení výsledků

Výběr kritických elementů

Výběr kritických elementů ComPostem



Obálka FI z post-procesoru Patran



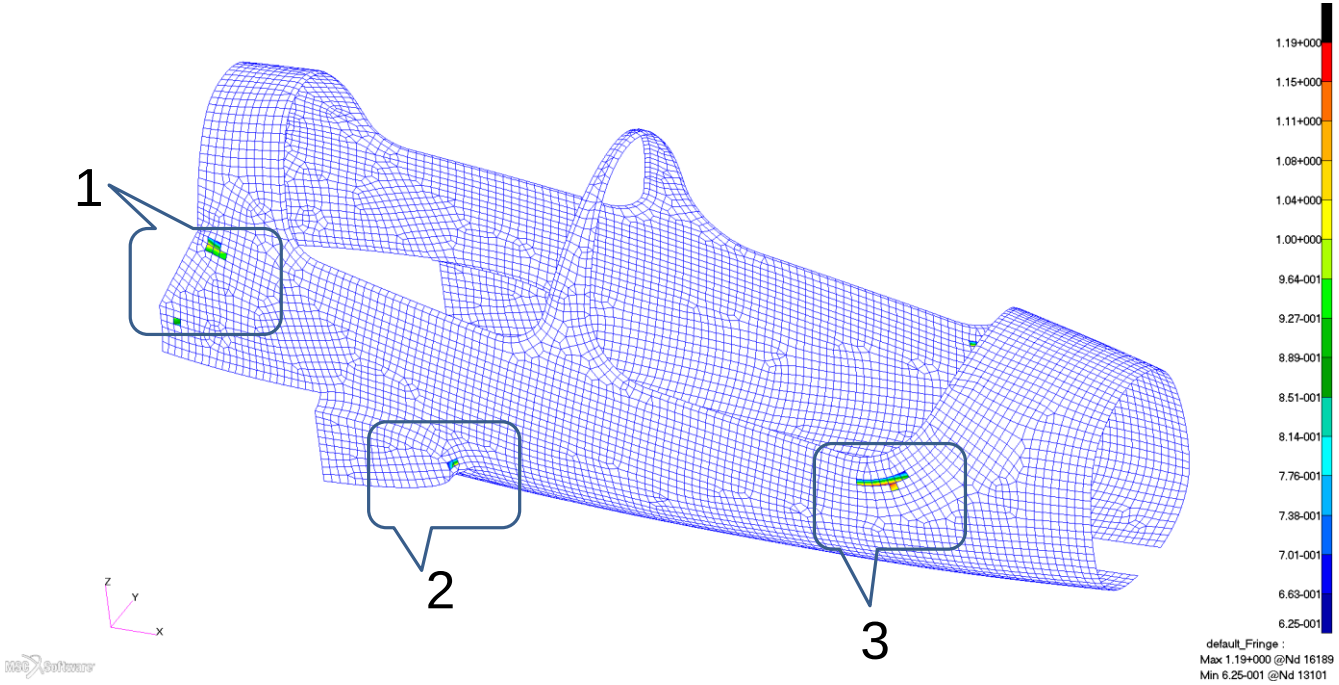
Subcase ID: 6

Processed elements count: 8459

Failed elements count: 474

Element ID	Layer	Failure type	Value
8379	1001	TW	3.202
8378	1001	TW	3.070
16911	1001	TH	2.987
16013	1010	TW	2.970
7481	1010	TW	2.663
12481	1002	TW	2.240
12479	1002	TW	2.215
16910	1001	TW	2.111
12497	1002	TW	2.098
16014	1010	TW	2.038
12504	1002	TW	2.031
3965	1002	TW	2.030
3947	1002	TW	2.026
12503	1002	TW	2.022
16109	1010	TW	2.015
3946	1002	TW	1.996
3964	1002	TW	1.964
16110	1010	TW	1.944
11712	1002	TW	1.935
12505	1002	TW	1.908
13100	1002	TW	1.858
4568	1002	TW	1.852
12501	1002	TW	1.849
3182	1001	TW	1.826
14502	1002	TW	1.817
12496	1002	TW	1.810
14503	1002	TW	1.792
3969	1002	TW	1.767
3972	1002	TW	1.764
14504	1002	TW	1.761

Indikovaná porucha sendviče



Subcase ID: 6

Processed elements count: 8459

Failed elements count: 21

Element ID	Layer	Failure type	Value
16013	1001	wrinkling-top	1.257
14354	1001	wrinkling-top	1.242
14355	1001	wrinkling-top	1.212
16911	1001	wrinkling-top	1.197
14353	1001	wrinkling-top	1.192
14356	1001	wrinkling-top	1.126
5822	1001	wrinkling-top	1.113
5821	1001	wrinkling-top	1.099
5823	1001	wrinkling-top	1.084
16014	1001	wrinkling-top	1.068
16076	1001	wrinkling-top	1.068
16910	1001	wrinkling-top	1.065
14352	1001	wrinkling-top	1.063
5820	1001	wrinkling-top	1.057
16110	1001	wrinkling-top	1.048
14357	1001	wrinkling-top	1.040
5819	1001	wrinkling-top	1.022
16109	1001	wrinkling-top	1.020
14605	1001	wrinkling-top	1.015
16111	1001	wrinkling-top	1.004
14351	1001	wrinkling-top	1.002
16015	1001	wrinkling-top	0.986
5824	1001	wrinkling-top	0.982
5818	1001	wrinkling-top	0.961
16112	1001	wrinkling-top	0.954
13932	1001	wrinkling-top	0.951
14606	1001	wrinkling-top	0.949
14350	1001	wrinkling-top	0.947
16265	1001	wrinkling-top	0.946
16016	1001	wrinkling-top	0.936

Detailní analýza jednoho elementu

Subcase: 6

Load step:

Element ID: 16911

Stress Table :

Layer	Material	Thickness	Orientation	σ_{11}	σ_{22}	τ_{12}	τ_{xz}	τ_{yz}
1001	Uhlik_kepr	0.1491	-46.138	152.3	-138.8	4.03	0.00	0.00
1002	Uhlik_kepr	0.1492	-8.739	92.2	-78.4	-10.84	0.05	0.17
1009	Airex_C70.75	5.0129	-7.308	0.2	-0.1	-0.19	0.13	0.43
1010	Uhlik_kepr	0.1491	-46.138	147.2	-125.4	8.90	0.13	0.42

Laminate Failures :

Layer	Max Stress			TsaiHill	TsaiWu	Hashin			Inter Laminar Stress
	N1	N2	S12			FT	FC	M	
1001	0.254	0.347	0.058	0.247	0.257	0.068	-0.381	0.057	0.000
1002	0.154	0.196	0.155	0.106	0.104	0.048	-0.230	0.041	0.003
1009	0.091	0.103	0.159	0.051	0.048	0.034	-0.125	0.031	0.008
1010	0.245	0.314	0.127	0.226	0.231	0.076	-0.368	0.060	0.008

Sandwich Summary

Sandwich Type: isotropic

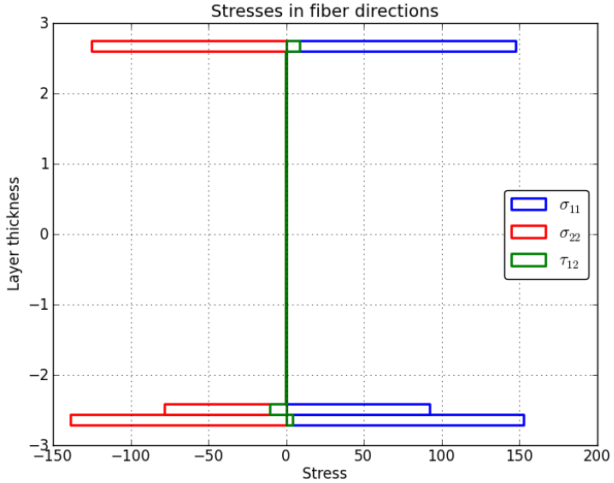
Minimal core Thickness : 3.0

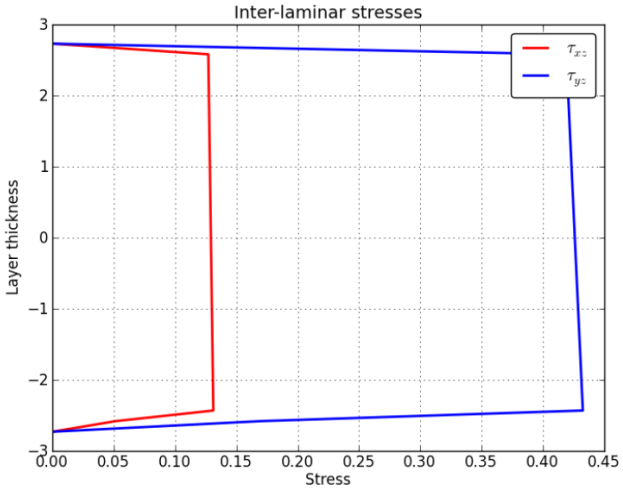
Core Shear Strength correction factor : 1.0

Wrinkling correction factor K1 : 0.63

Sandwich Failures :

Sandwich Failure	FI
Core Crushing	0.002
Core Crimpling	0.069
Core Shear Strength	0.174
Wrinkling Top side	1.197
Wrinkling Bottom side	0.776





Postup vyhodnocení - priority

Doporučený postup vyhodnocování sendvičové konstrukce ComPostem při použití materiálových dat podle LBA

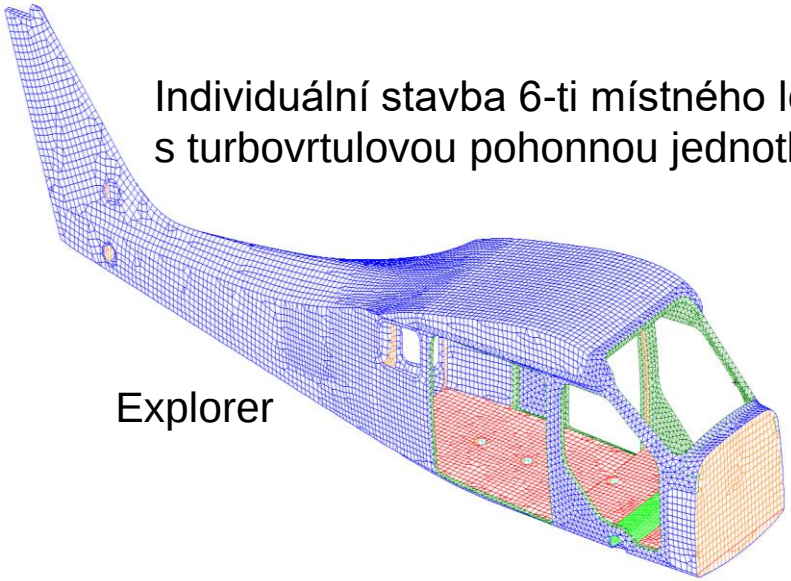
1. Zobrazení obálky FI ze všech analyzovaných případů zatížení podle kritéria porušení Max Stress
2. Nalezení indikovaných poruch sendvičové struktury pomocí ComPostu
3. Na základě bodu 1 a 2 označení kritických míst
4. Detailní analýza kritických míst ComPostem
5. Individuální zhodnocení kritického místa

Priority při vyhodnocení + akceptované postupy

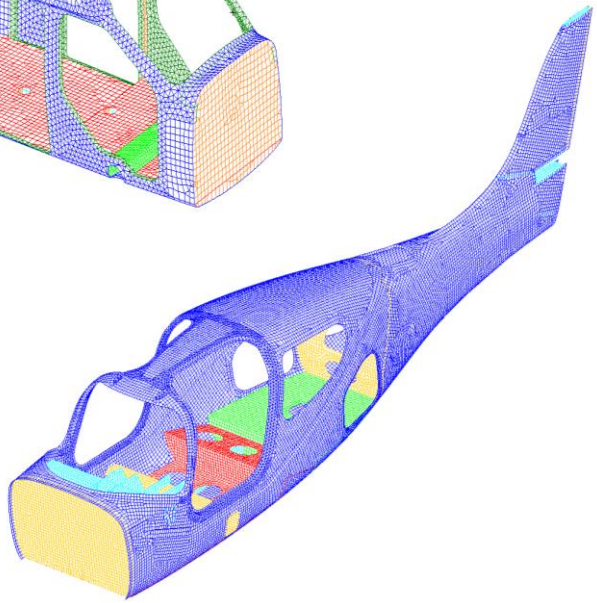
1. Žádný výskyt indikované poruchy sendviče
2. Dodržení maximálních napětí dle LBA na velkých plochách a hlavních nosných vrstvách
3. Lokální koncentrace napětí jsou povoleny pokud jsou inženýrsky zhodnoceny

Průmyslové využití ComPostu

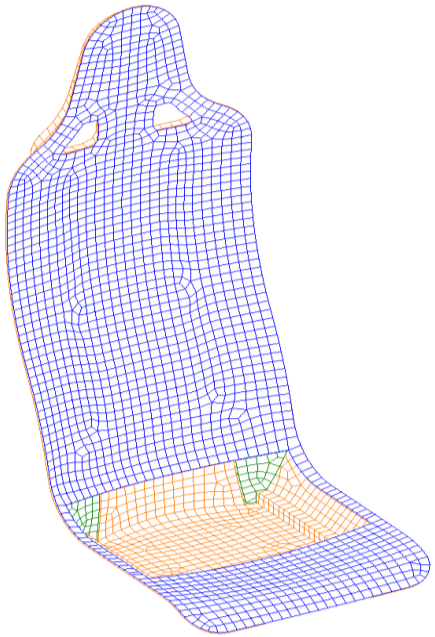
Individuální stavba 6-ti místného letounu
s turbovrtulovou pohonnou jednotkou



Explorer



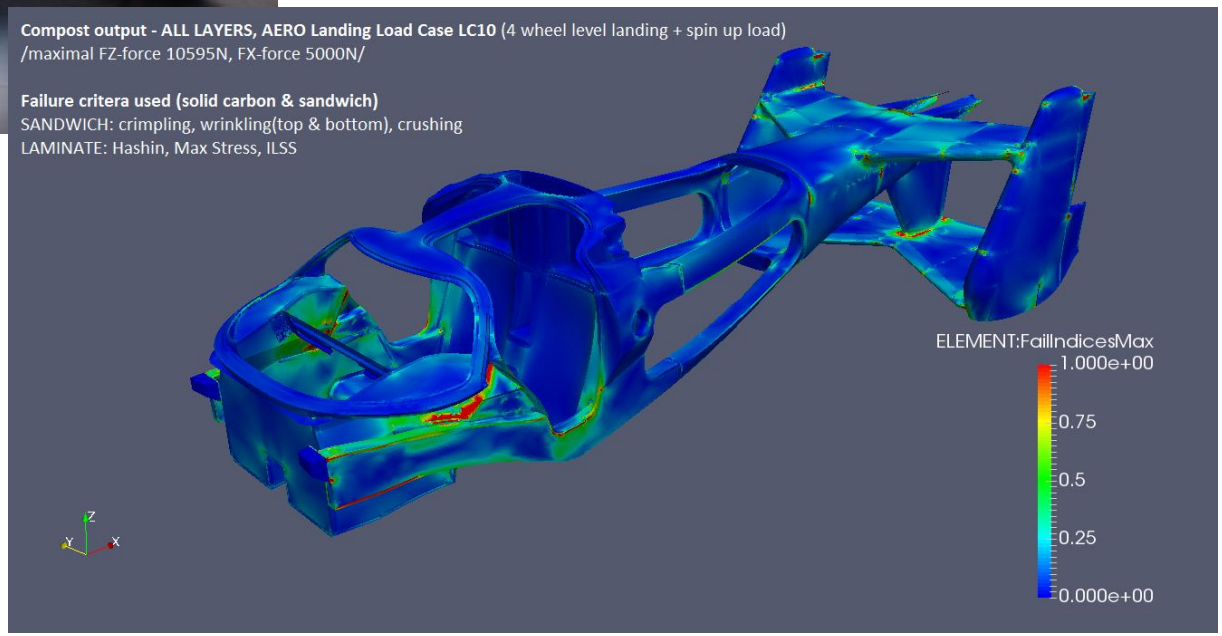
Návrh čtyřmístného letounu kategorie GA



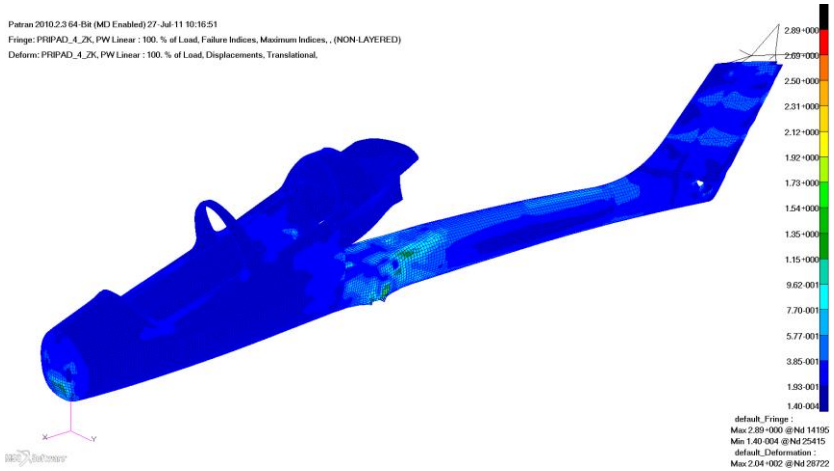
Návrh pasivně bezpečné
sedačky letounu TL-Stream

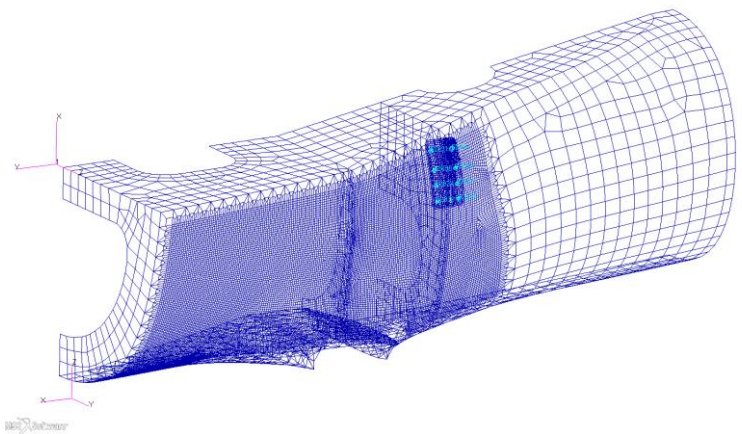
ComPost v Aeromobilu

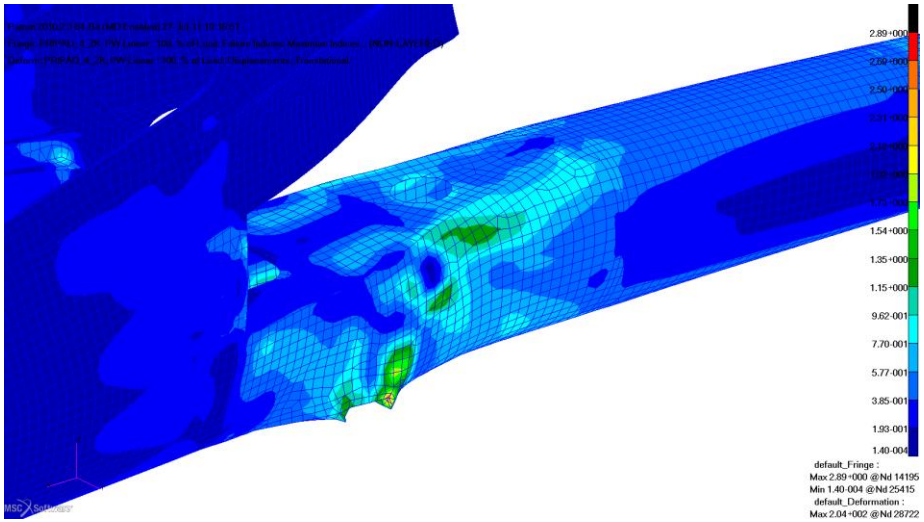
Zobrazení výsledků v systému ParaView

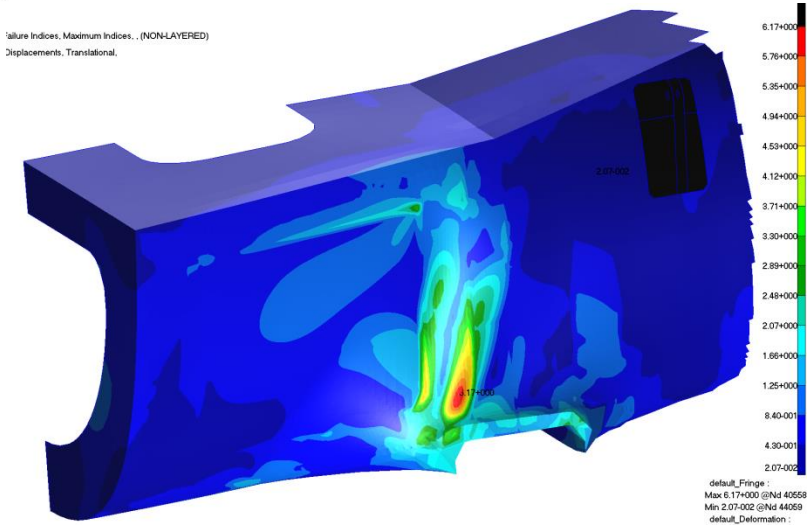


Detailní modelování



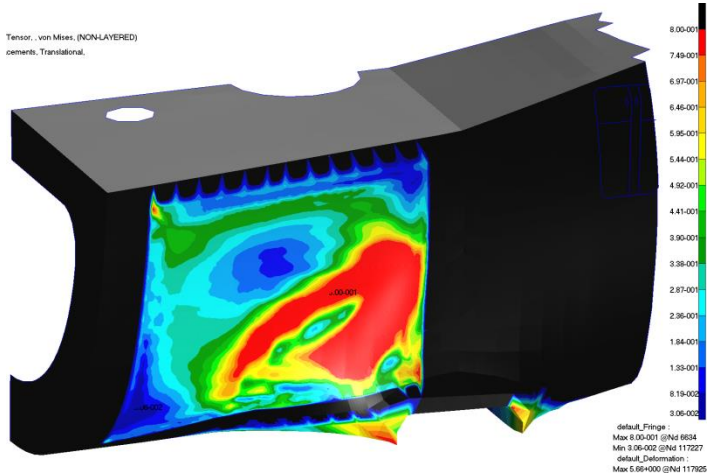




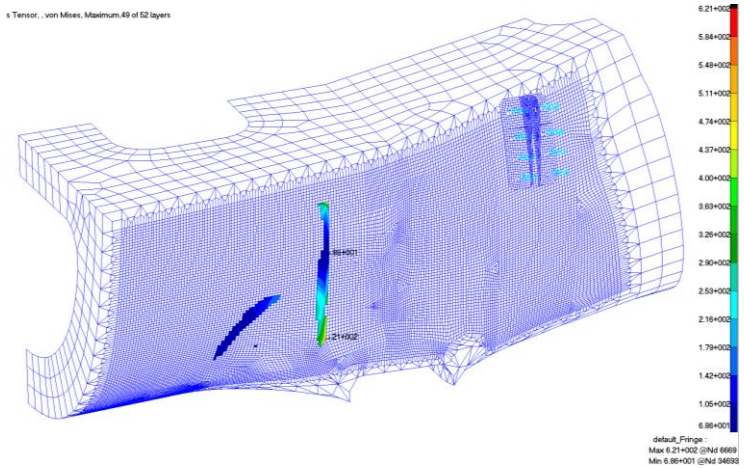


ComPost vs. detailní modelování sendviče

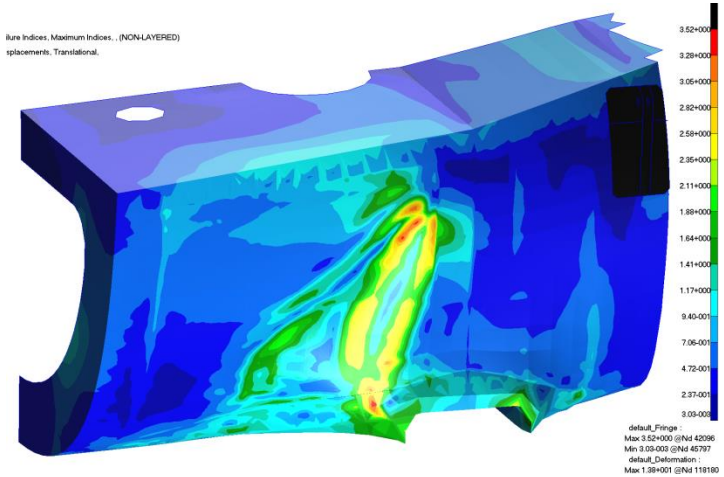
3D model jádra sendviče, von Mises, 146 % of provozního zatížení



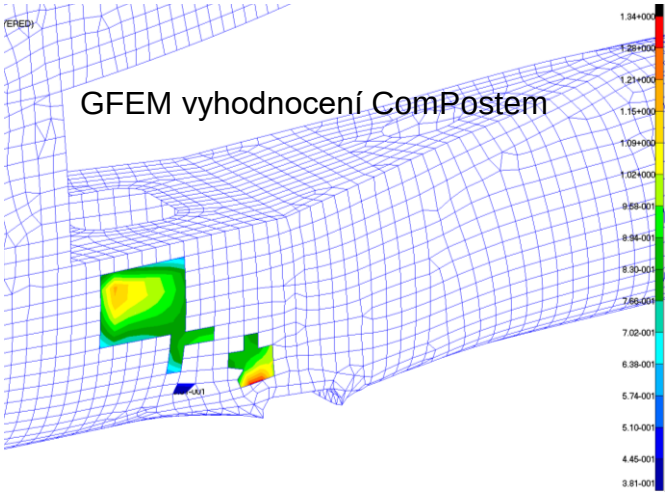
DFEM vyhodnocení ComPostem



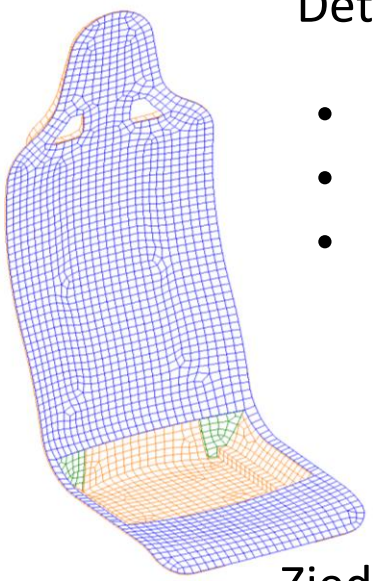
FI laminátu při 225 % provozního zatížení



GFEM vyhodnocení ComPostem

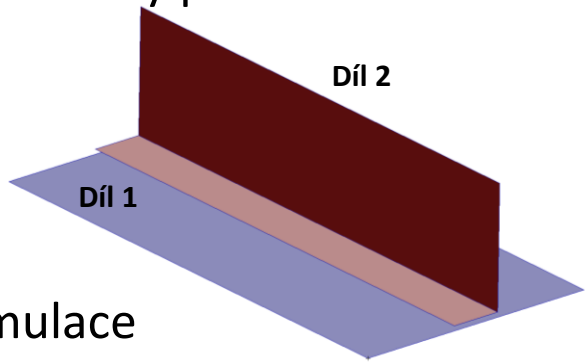


Detailní modelování lepených spojů

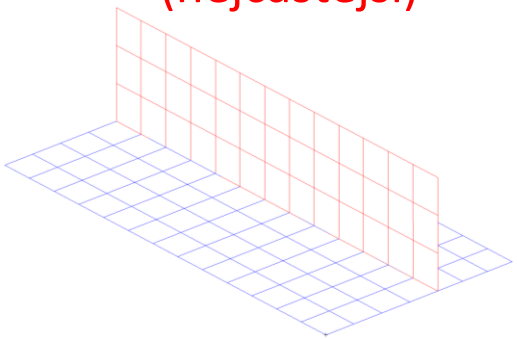


Detailní simulace - model s analytickým kontaktem mezi díly

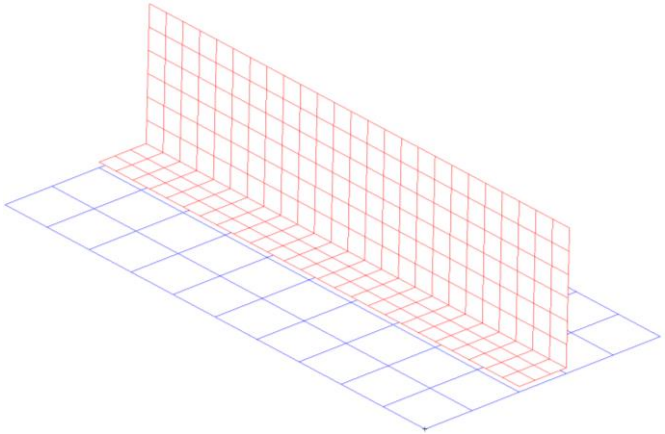
- Odpovídající tuhost FEM modelu v okolí lepeného spoje
- Možnost kontroly lepeného spoje
- Použito při vývoji pasivně bezpečné sedačky pro letoun TL-Stream



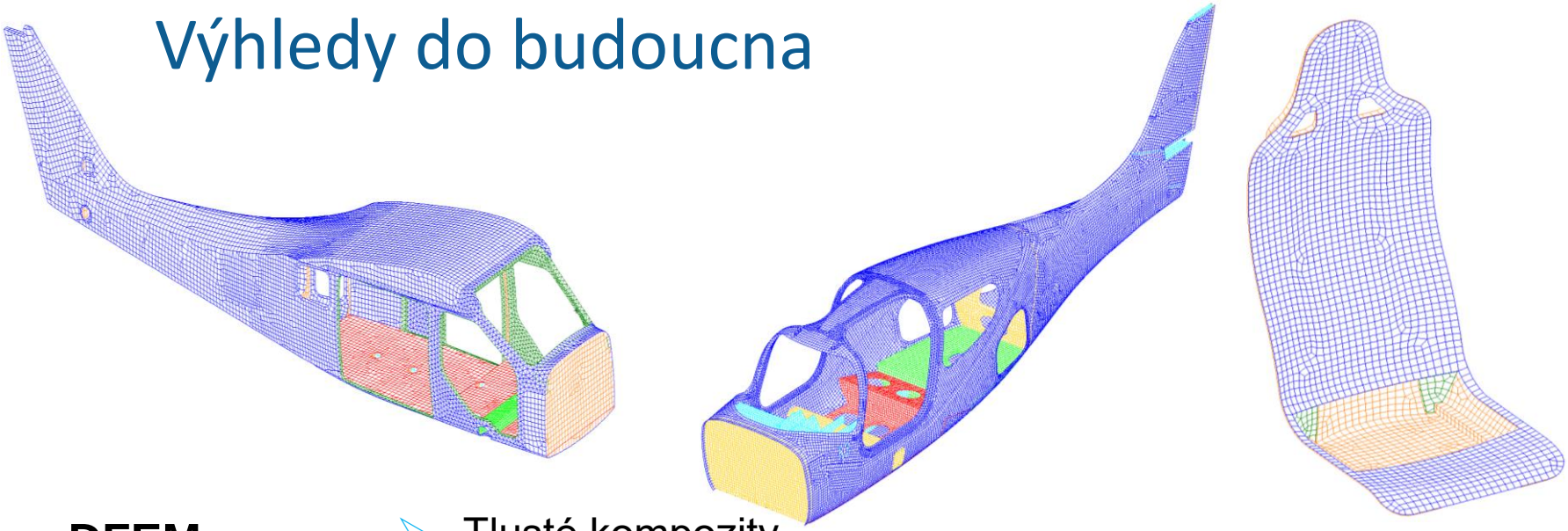
Zjednodušená simulace
(nejčastější)



Detailní simulace



Výhledy do budoucna



DFEM

- Tlusté kompozity
- Modely s progresivním porušováním
- Analýzy lepených spojů (VCCT, glued contact, cohesive zones)

GFEM - ComPost

- Grafické rozhraní ComPostu (vylepšili v Aeromobilu)
- Obálka kritických případů zatížení
- Optimalizace laminátů a sendviče

Projects

- Vývoj letounu kategorie GA + certifikace + produkce + provoz

Download

http://www.lu.fme.vutbr.cz/~malis/compost/

nebo raději zavolejte – pošlu.