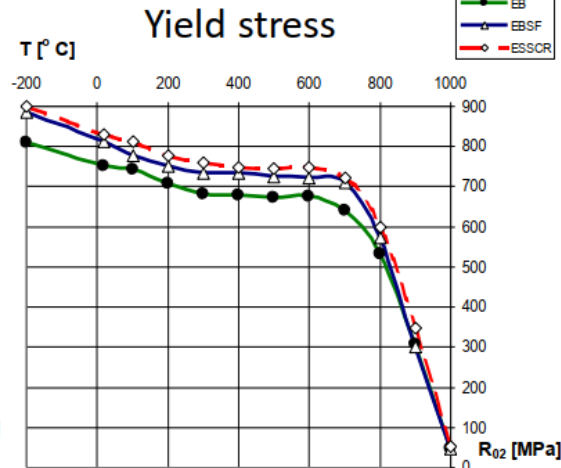
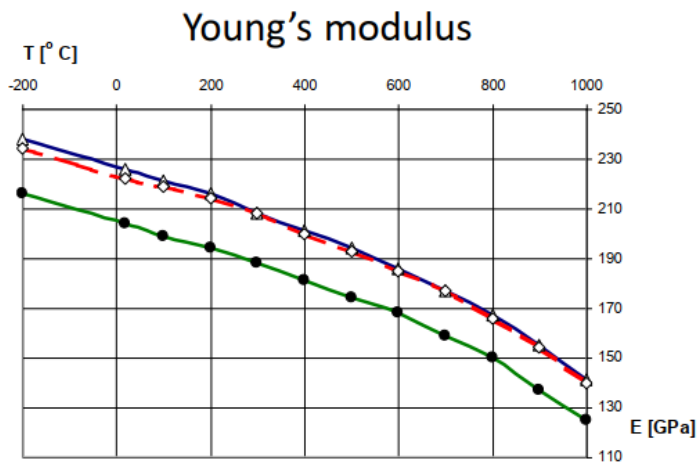
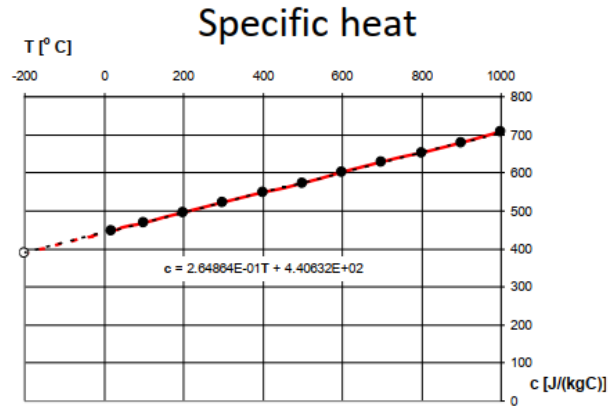
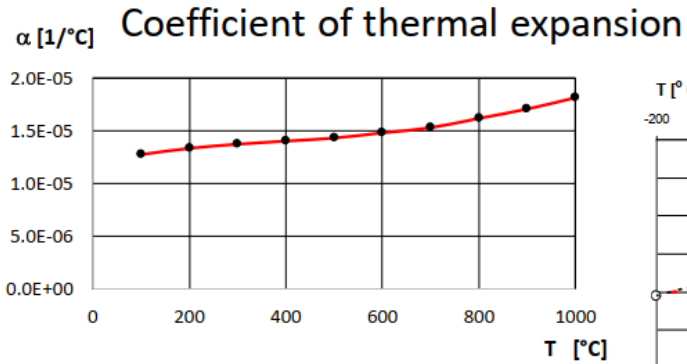
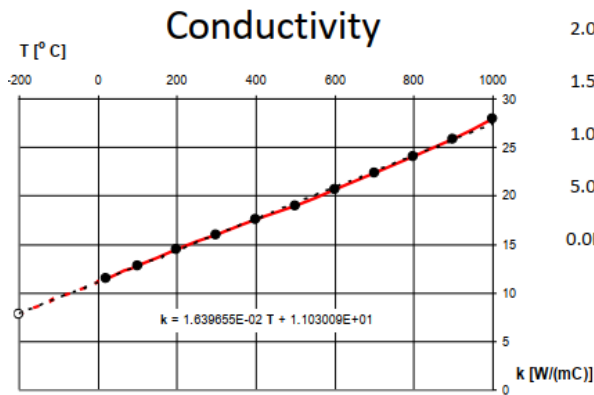


Metoda Elementów Skończonych II

MES – Termika

Zależność własności termo-mechanicznych od temperatury dla **NIMONIC 90** – stop niklu (wysokotemperaturowy, o niewielkim pełzaniu) stosowany w elementach turbin (lotniczych)



● EB- extruded bar
 ▲ EBSC - extruded bar subsequently forged
 ◆ ESSCR – extruded section subsequently cold rolled

www.specialmetals.com

Metoda Elementów Skończonych II

MES – Termika

Zakładamy addytywność odkształceń mechanicznych (sprężystych) i termicznych:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon\}_T + \{\varepsilon\}_S$$

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \alpha_x \Delta T \\ \alpha_y \Delta T \\ \alpha_z \Delta T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}_T + \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix}_S$$

gdzie część termiczna w przypadku jednowymiarowym i izotropowym sprowadza się do $\varepsilon_T = \alpha \Delta T$

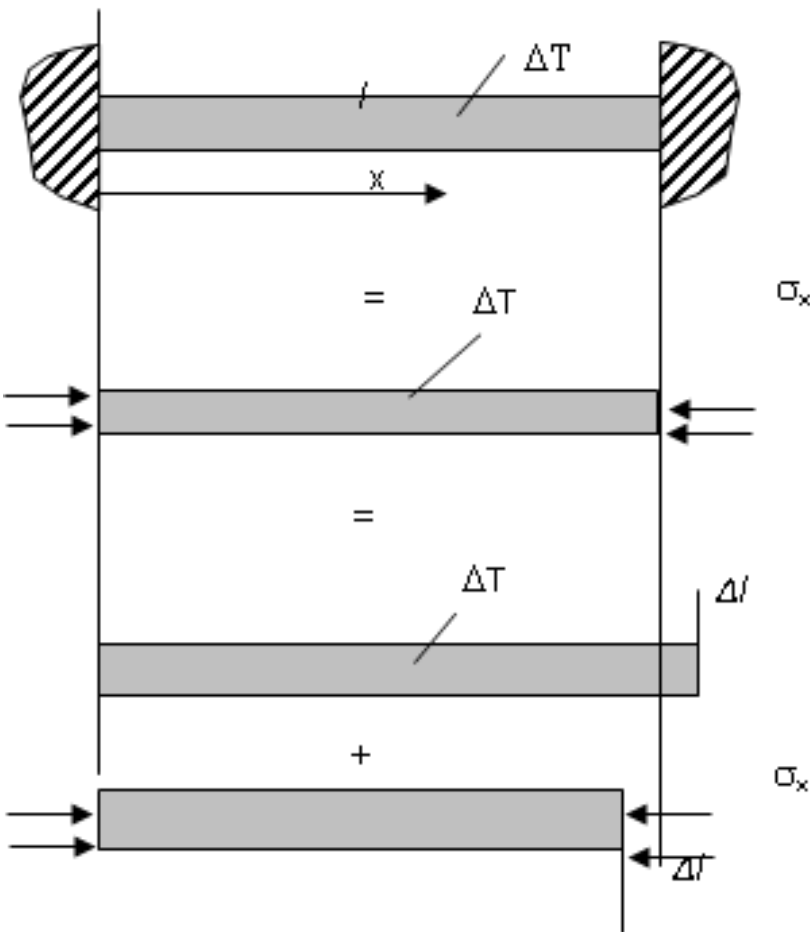
UWAGA: naprężenia (prawo Hooke'a) zależą tylko od odkształceń sprężystych co ma istotne znaczenie

$$\{\sigma\} = [D]\{\varepsilon\}_S$$

Metoda Elementów Skończonych II

MES – znaczenie naprężeń cieplnych

Pręt sprężysty – utwierdzony obustronnie „na sztywno” i podgrzany o ΔT . Jego CAŁKOWITE odkształcenie = 0 !!



$$\varepsilon_x = \varepsilon_{xT} + \varepsilon_{xs} = 0 \quad \varepsilon_{xT} = \alpha \Delta T \quad \varepsilon_{xs} = \sigma_x / E$$

zatem
$$\sigma_x = E \varepsilon_{xs} = -E \alpha \Delta T$$

Dla stali: $E=2e5$ MPa $\alpha=1.2e-5$ 1/deg, zatem po podgrzaniu o $\Delta T=100$ deg otrzymujemy naprężenia ściskające **240 MPa** (ściskanie = możliwa utrata stateczności)

Metoda Elementów Skończonych II

MES – znaczenie naprężeń cieplnych

Z prawa zachowania energii można uzyskać równanie (PDE) dynamiki nieustalonego przepływu energii cieplnej

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) + q_v(x, y, z, t)$$

gdzie

$T(x, y, z, t)$ – temperatura,

q_v – źródła ciepła na jedn. objętości (W/m³),

$\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ – wsp. przewodzenie ciepła (W/mK),

ρ – gęstość (kg/m³),

c – ciepło właściwe (J/kg).

a dla przypadku izotropowego

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a_d \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + q_v = a_d \nabla^2 T + q_v$$

gdzie $\alpha_d = \lambda / c\rho$ jest tzw. dyfuzyjnością cieplną

Metoda Elementów Skończonych II

MES – cieplne własności materiałowe

Typowe własności materiałowe:

Materiał	Współczynnik rozszerzalności α (1/°C)	Przewodność cieplna λ (W/mK)	Ciepło właściwe c (J/kgK)	gęstość ρ (kg/m ³)
Copper	$1,7 \cdot 10^{-5}$	390	400	9000
Aluminium	$2,4 \cdot 10^{-5}$	210	900	2700
Pine wood	$0,4-0,6 \cdot 10^{-5}$	0,1-0,5	1300-2700	500-700
Steel 1H13	$1,1 \cdot 10^{-5}$	29	440	7700
Glass	$0,05-0,09 \cdot 10^{-5}$	0,7-1,3	600-800	2500
Rubber	$7,7 \cdot 10^{-5}$	0,16	1400	1200

UWAGA: dla „mod-SI” : N, mm, s, t - używamy mW, mJ

Metoda Elementów Skończonych II

MES – Transport energii

Przewodzenie

to transfer energii wynikający z gradientu temperatury

Opis matematyczny – prawo Fouriera, np. dla ośrodka izotropowego: $\bar{q} = -\lambda \text{grad}(T)$

gdzie q jest strumieniem ciepła (liczonym na jednostkę powierzchni) a λ jest przewodnością

Konwekcja (unoszenie)

To transfer energii pomiędzy ciałem i otoczeniem wynikający z ruchu płynu (ciecz, gaz)

Intensywność wymiany przez powierzchnię ciała zależy od różnicy temperatur powierzchni i płynu (prawo Newtona)

$$q = \alpha_k (T_0 - T_c)$$

gdzie α_k jest współczynnikiem konwekcji.

Typowe wartości współczynnika konwekcji: W/(m²K)

Medium (płyn)	Konwekcja swobodna	Konwekcja wymuszona
gas (air)	5–30	30–500
water	30–300	300–20000
oil	5–100	30–3000
liquid metals	50–500	500–20000

Metoda Elementów Skończonych II

MES – Transport energii

Promieniowanie (radiacja)

silnie nieliniowe, dla WYSOKICH temperatur („świeci się”). Najbardziej złożona forma wymiany energii.
Prawo Stefana - Boltzmana

$$e = \varepsilon \sigma_0 T^4 = CT^4 \quad \sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$$

ε - emisyjność powierzchni $0 < \varepsilon < 1$

Przykładowo – wymiana energii przez promieniowanie pomiędzy równoległymi płaszczyznami

$$q_{AB} = \varepsilon_{AB} C_o [(T_A / 100)^4 - (T_B / 100)^4] \quad , \quad C_o = 10^8 \sigma_0$$

gdzie $\varepsilon_{AB} = \frac{1}{1/\varepsilon_A + 1/\varepsilon_B - 1}$

Metoda Elementów Skończonych II

MES – obciążenie temperaturą

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon\}_T + \{\varepsilon\}_s \longrightarrow \{\varepsilon\}_s = \{\varepsilon\} - \{\varepsilon\}_T$$

$$\varepsilon_T = \begin{Bmatrix} \alpha_x \Delta T \\ \alpha_y \Delta T \\ \alpha_z \Delta T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}_T$$

$$\{\sigma\} = [D]\{\varepsilon\}_s = [D](\{\varepsilon\} - \{\varepsilon\}_T) = [D]([B]\{q\}_e - \{\varepsilon\}_T) \quad \text{bo} \quad \{\varepsilon\} = [B]\{q\}_e$$

Odształcenia dla przemieszczenia przygotowanego:

$$\{\varepsilon\} = [B]\{q\}_e \longrightarrow \{\delta\varepsilon\} = [B]\{\delta q\}_e$$

a z zasady prac przygotowanych dla elementu skończonego:

$$[\delta q]_e \{F\}_e = \int_{\Omega_e} [\delta\varepsilon] \{\sigma\} d\Omega_e \quad [\delta q]_e \{F\}_e - [\delta q]_e \int_{\Omega_e} [B]^T \{\sigma\} d\Omega_e = 0,$$

$$[\delta q]_e \left(\{F\}_e - \int_{\Omega_e} [B]^T \{\sigma\} d\Omega_e \right) = 0. \longrightarrow \{F\}_e - \int_{\Omega_e} [B]^T \{\sigma\} d\Omega_e = 0$$

Metoda Elementów Skończonych II

MES – obciążenie temperaturą

c.d.

$$\{F\}_e - \int_{\Omega_e} [B]^T \{\sigma\} d\Omega_e = 0 \quad \{\sigma\} = [D]([B]\{q\}_e - \{\varepsilon\}_T)$$

$$[k]_e \{q\}_e = \{F\}_e + \{F_T\}_e$$

Czyli pojawiają się dodatkowe siły węzłowe od obciążeń cieplnych (od odkształceń cieplnych)

$$\{F_T\}_e = \int_{\Omega_e} [B]^T [D] \{\varepsilon\}_T d\Omega_e$$

Metoda Elementów Skończonych II

MES – obciążenie temperaturą

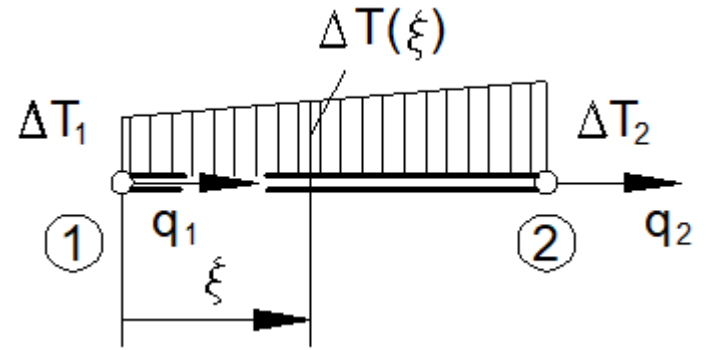
$$\{F_T\}_e = \int_{\Omega_e} [B]^T [D] \{\varepsilon\}_T d\Omega_e$$

Napężenia w pręcie kratownicy od temperatury zmiennej liniowo

$$u(\xi) = [N_1, N_2] \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{Bmatrix}_e, \quad \Delta T(\xi) = [N_1(\xi), N_2(\xi)] \begin{Bmatrix} \Delta T_1 \\ \Delta T_2 \end{Bmatrix}$$

$$N_1(\xi) = 1 - \frac{\xi}{l_e}, \quad N_2(\xi) = \frac{\xi}{l_e}.$$

$$[B]^T = [N'_1, N'_2]^T = \begin{Bmatrix} N'_1 \\ N'_2 \end{Bmatrix} \quad \{\varepsilon\}_T = \varepsilon_T = \alpha \Delta T(\xi) = \alpha [N_1, N_2] \begin{Bmatrix} \Delta T_1 \\ \Delta T_2 \end{Bmatrix}$$



$$\{F_T\}_e = \int_{\Omega_e} [B]^T [D] \{\varepsilon\}_T d\Omega_e = \int_{\Omega_e} \begin{Bmatrix} N'_1 \\ N'_2 \end{Bmatrix} \cdot \alpha \cdot E [N_1, N_2] d\Omega_e \begin{Bmatrix} \Delta T_1 \\ \Delta T_2 \end{Bmatrix} =$$

$$= \alpha EA \int_0^{l_e} \begin{bmatrix} N'_1 N_1 & N'_1 N_2 \\ N'_2 N_1 & N'_2 N_2 \end{bmatrix} d\xi \begin{Bmatrix} \Delta T_1 \\ \Delta T_2 \end{Bmatrix} = \alpha EA \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Delta T_1 \\ \Delta T_2 \end{Bmatrix},$$

$$\{F_T\}_e = \frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2} \alpha EA \begin{Bmatrix} -1 \\ 1 \end{Bmatrix}$$

Metoda Elementów Skończonych II

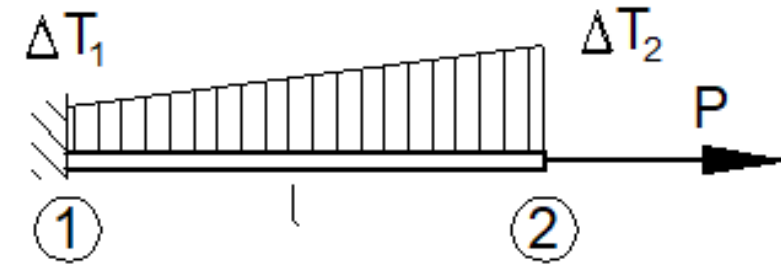
Obciążenie temperaturą - przykład liczbowy

Określić przemieszczenie w pręcie kratownicy od siły skupionej i od temperatury zmiennej liniowo.

$$\{F_T\}_e = \frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2} \alpha EA \begin{Bmatrix} -1 \\ 1 \end{Bmatrix}$$

$$[k]_e \{q\}_e = \{F\}_e + \{F_T\}_e$$

$$\frac{EA}{l} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_1 \\ P \end{Bmatrix} + \frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2} \begin{Bmatrix} -1 \\ 1 \end{Bmatrix} \cdot \alpha EA$$



gdzie F_1 jest reakcją, a warunek utwierdzenia w ścianie daje nam $q_1=0$.
Zatem:

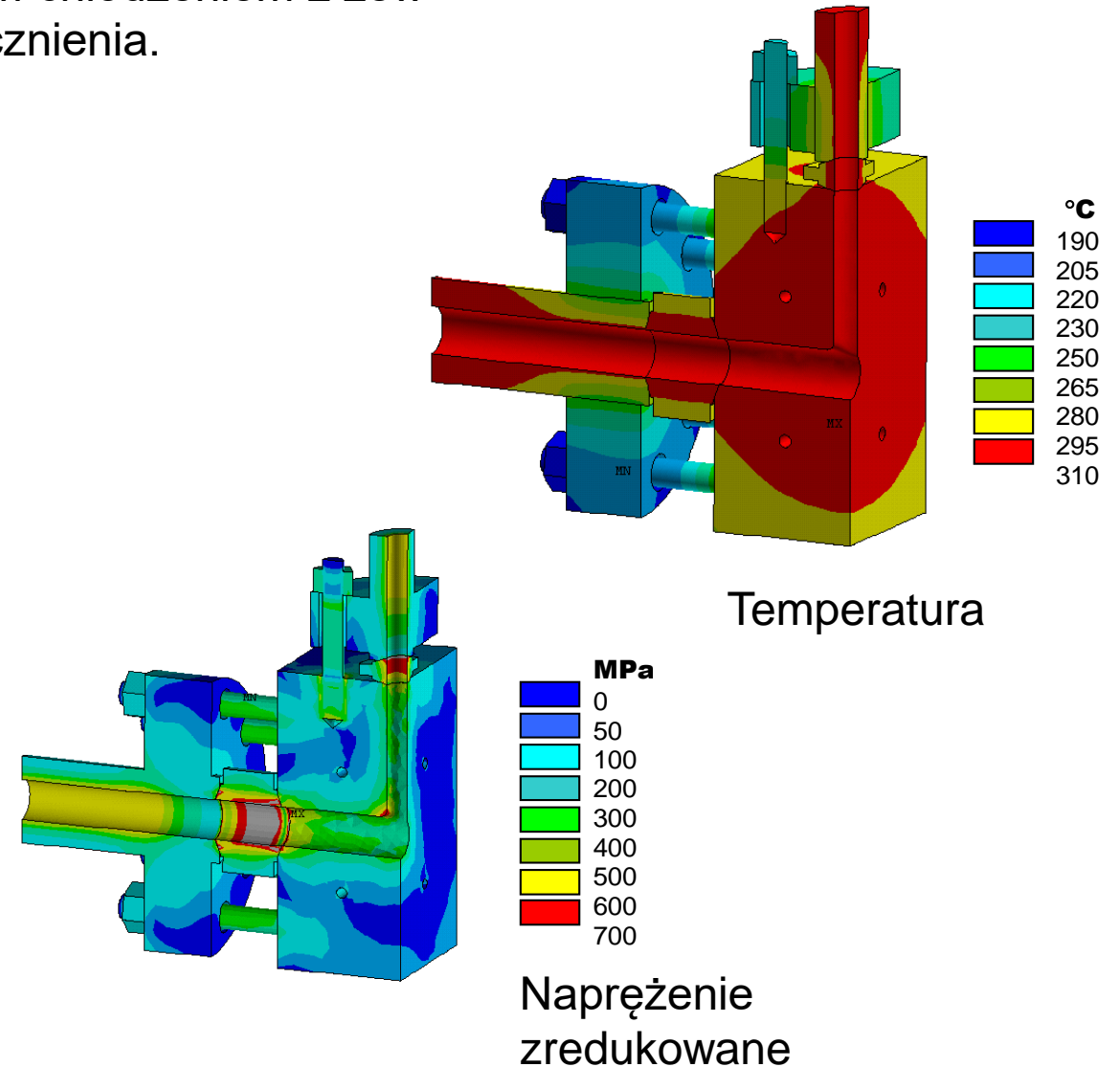
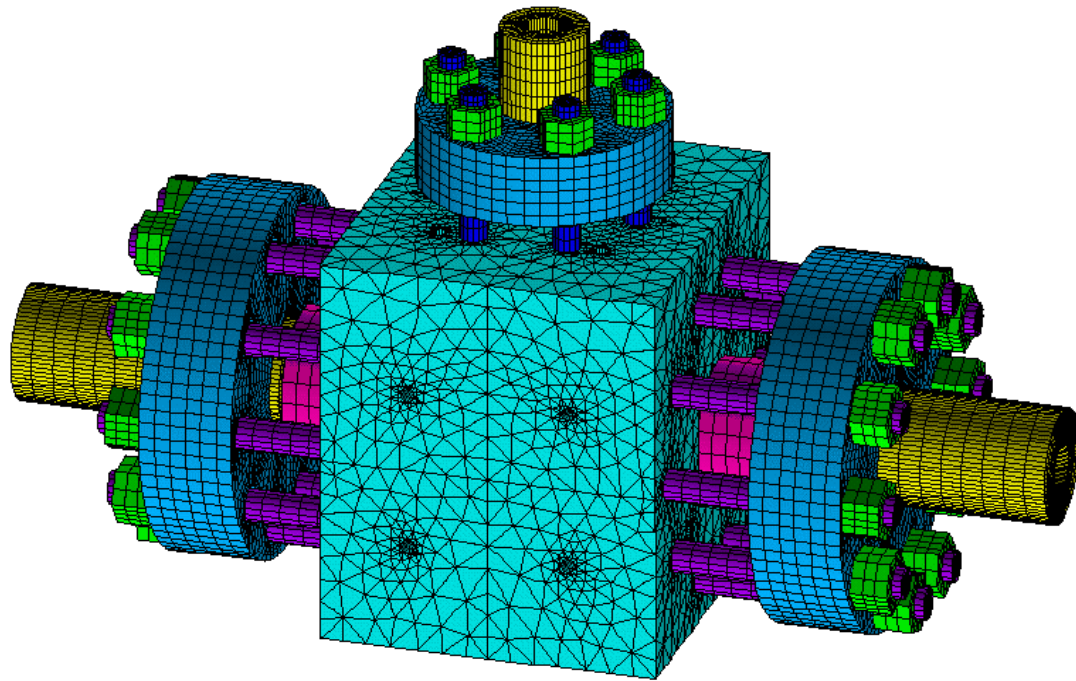
$$\frac{EA}{l} \cdot q_2 = P + \frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2} \alpha EA$$

czyli:

$$q_2 = \frac{Pl}{EA} + l\alpha \left(\frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2} \right)$$

Metoda Elementów Skończonych II

Trójnik w wysokociśnieniowej instalacji (2600 bar), obciążony temperaturą czynnika wewnętrznego i jednoczesnym konwekcyjnym chłodzeniem z zewnątrz. Uwzględniony naciąg wstępny śrub i warunek uplastycznienia. Instalacja w ORLEN Płock.



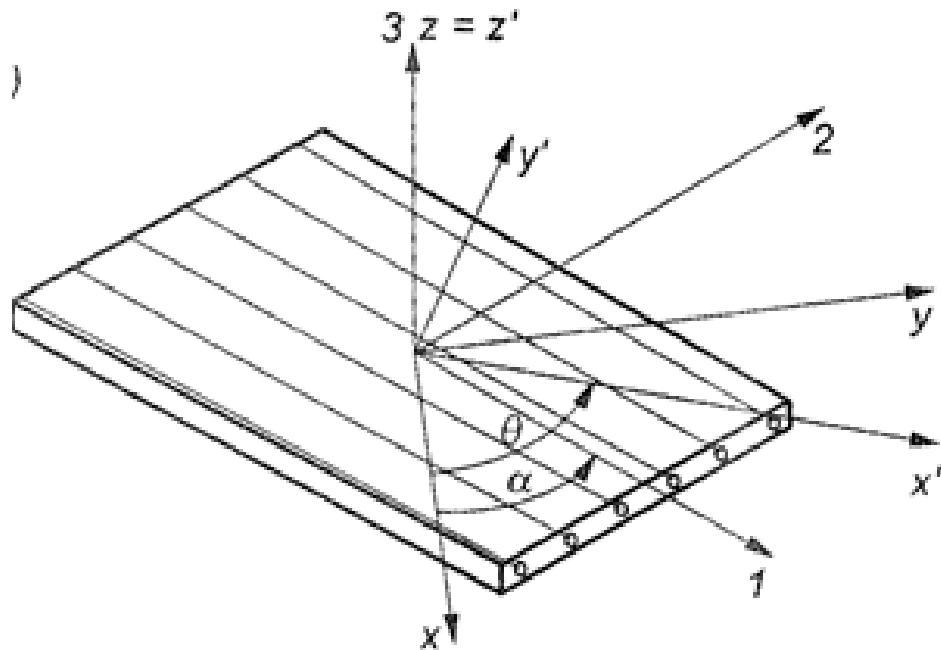
Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)

Materiał utworzony przez połączenie innych materiałów, uzyskujący w ten sposób lepsze parametry użytkowe niż miały komponenty.

Kompozyt warstwowy złożony jest najczęściej z wielu warstw materiałów ortotropowych (dwukierunkowych).

Podstawową „jednostką” jest tzw lamina, czyli cienka warstwa materiału ortotropowego, pracująca w PSN.



$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{21}E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix}$$

Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)

Własności materiałów obróconym układzie współrzędnych.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{x'x'} \\ \sigma_{y'y'} \\ \tau_{x'y'} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} \quad [T] = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2\sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2\sin \theta \cos \theta \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix}$$

Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)

Prawo Hooke'a:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}^* & Q_{12}^* & Q_{16}^* \\ Q_{12}^* & Q_{22}^* & Q_{26}^* \\ Q_{16}^* & Q_{26}^* & Q_{66}^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

$$\begin{aligned} Q_{11}^* &= Q_{11}c^4 + (Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{22}s^4, \\ Q_{12}^* &= Q_{12}c^4 + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}s^4, \\ Q_{22}^* &= Q_{22}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{11}s^4, \\ Q_{66}^* &= Q_{66}c^4 + (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}s^4, \\ Q_{16}^* &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})sc^3 - (Q_{12} - Q_{22} - 2Q_{66})s^3c, \\ Q_{26}^* &= (Q_{12} + Q_{22} + 2Q_{66})sc^3 - (Q_{11} + Q_{12} - 2Q_{66})s^3c, \end{aligned}$$

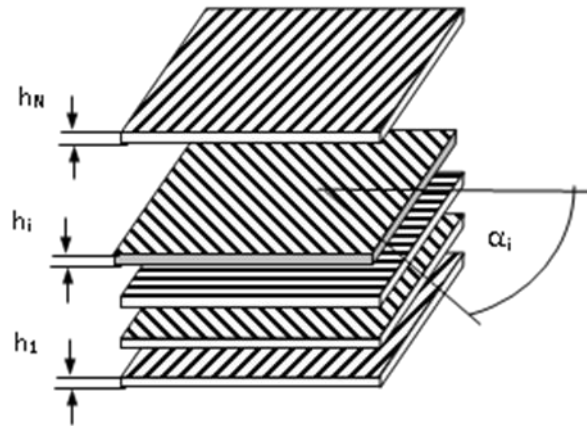
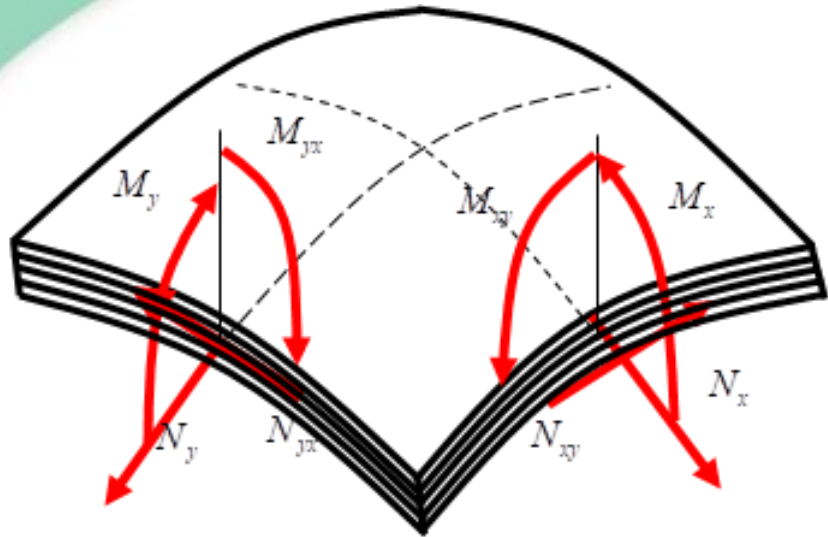
gdzie $c = \cos\alpha$, $s = \sin\alpha$

i dalsze oznaczenia Q_{ij} :

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{22} = \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}, \quad Q_{66} = G_{12}.$$

Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)



gdzie ε_x^0 ε_y^0 γ_{xy}^0 są odkształceniami powierzchni środkowej

$$\kappa_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \quad \kappa_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \quad \kappa_{xy} = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \quad \text{są krzywiznami,}$$

a w_0 jest ugięciem normalnym do powierzchni środkowej.

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix}$$

Macierze **A**, **B** i **D** są ważnymi składowymi macierzy sztywności elementu kompozytu warstwowego (decydują o jego właściwościach)

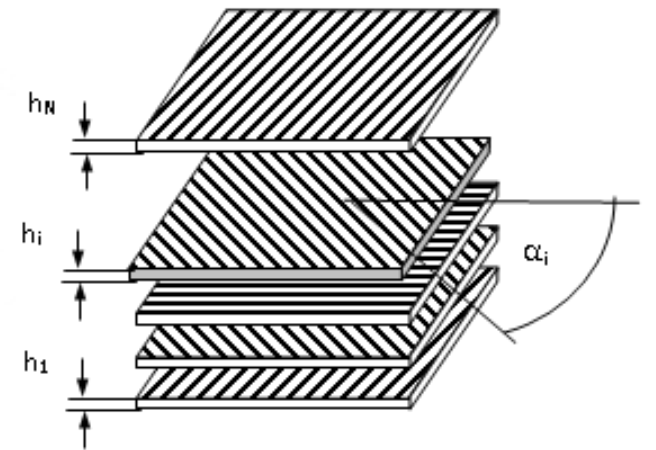
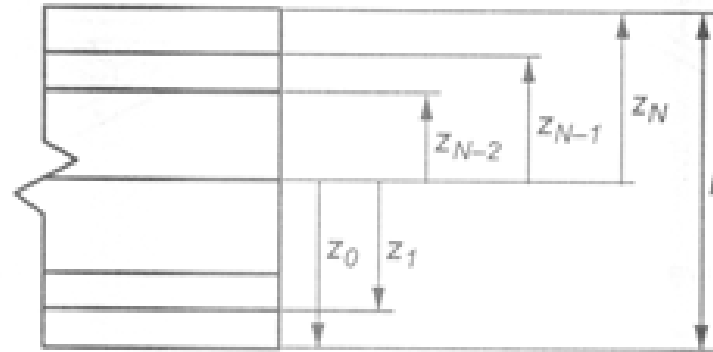
Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)

Macierze **A**, **B** i **D** są ważnymi składowymi macierzy sztywności elementu kompozytu warstwowego (decydują o jego właściwościach)

$$\mathbf{A}_{ij} = \sum_{k=1}^N Q_{ij}^{*k} (z_k - z_{k-1}) \quad \mathbf{B}_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N Q_{ij}^k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad \mathbf{D}_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N Q_{ij}^k (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

N jest liczbą warstw, a z_k jest odległością k -tej warstwy od powierzchni środkowej.



Metoda Elementów Skończonych II

The Laminator - Classical Analysis of Composite Laminates

File Edit Library Analysis Help

Settings Materials Strength Layout Loads Micromechanics About Registration

Material Properties

Enter number of materials: 1 Material

Enter the ply material properties or use the Material Library:

Mat_ID	E1	E2	G12
1	2.005E+007	1.392E+006	7.444

Add/Edit User Library

Add/Edit User Material

User Material 1 English Metric

Material Name: M55J/RS3

Property Data

Property	Value
E1 (psi)	4.599E+007
CTE1 (in/in/F)	0.000E+000
E2 (psi)	1.392E+006
CTE2 (in/in/F)	2.055E-005

The Laminator - Classical Analysis of Composite Laminates

File Edit Library Analysis Help

Settings Materials Strength Layout Loads Micromechanics About Registration

Fiber Property Input

Fiber Property	Value
Long. Modulus, E1f	33.0E+06
Trans. Modulus, E2f	2.4E+06
Shear Modulus, G12f	3.6E+06
Poisson, ν_{12f}	0.2
Therm. Exp., CTE1f	-0.2E-06

Matrix Property Input

Matrix Property	Value
Modulus, Em	0.62E+06
Shear Modulus, Gm	0.23E+06
Poisson, ν_m	0.34
Therm. Exp., CTEm	22.7E-06
Mois. Exp., CMEm	0.32

Lamina Property Output

Calculate Properties

Lamina Property	Value
Long. Modulus, E1	2.005E+007
Trans. Modulus, E2	1.392E+006
Shear Modulus, G12	7.444E+005
Long. Poisson, ν_{12}	0.2560
Trans. Poisson, ν_{21}	0.0178
Therm. Exp., CTE1	8.328E-008
Therm. Exp., CTE2	1.812E-005
Mois. Exp., CME1	0.0040

Copy to Mat'l Tables Mat_ID 1

Save to Library as English Metric

Analyze Quit Help

C:\Program Files\The Laminator\

UNREGISTERED COPY - EVALUATION TIME HAS EXPIRED

The Laminator - Classical Analysis of Composite Laminates

File Edit Library Analysis Help

Settings Materials Strength Layout Loads Micromechanics About Registration

Laminate Analysis Property Options

- Display Apparent Laminate Material Properties
- Display ABD and Inverse ABD Matrices
- Display Q, Q-Bar, S, and S-Bar Matrices for Each Layer

Laminate Analysis Load Options

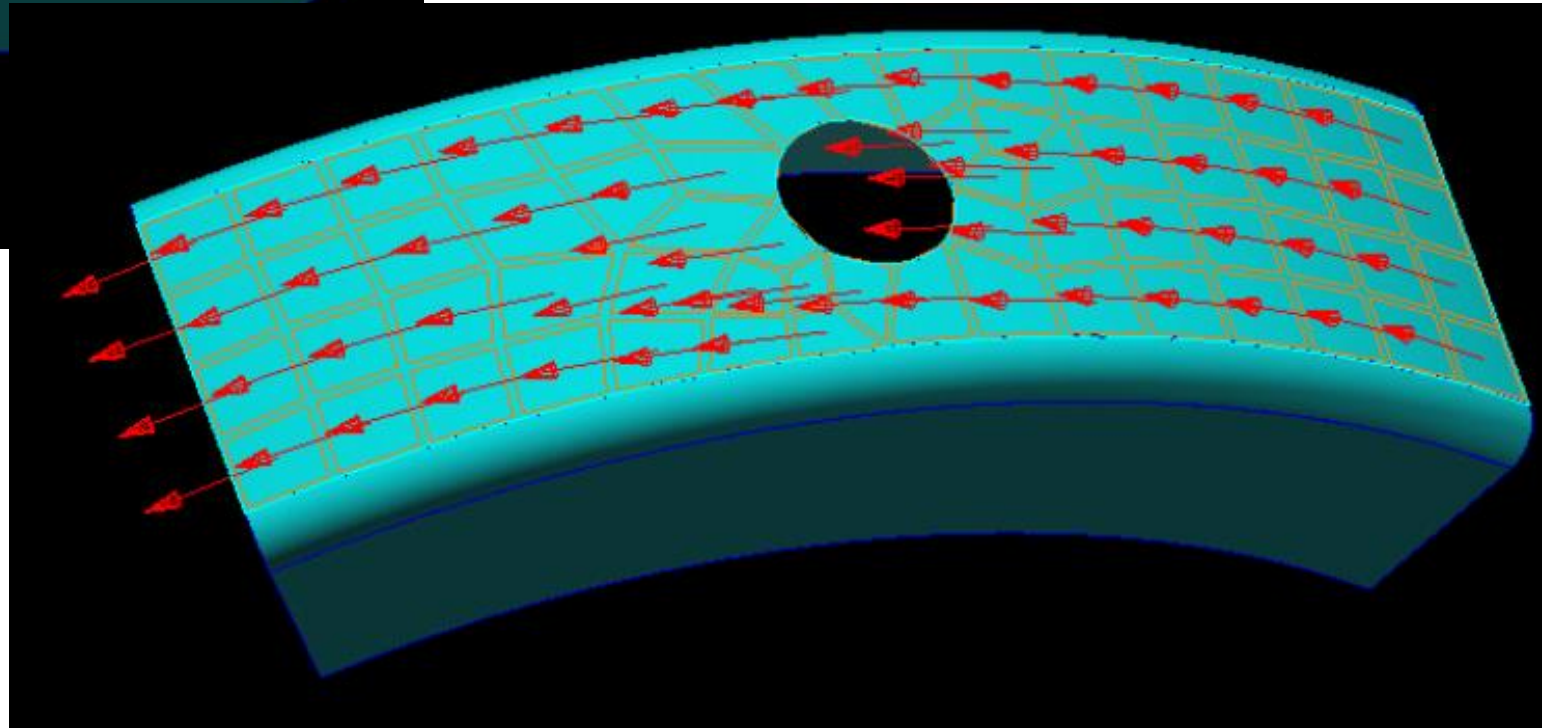
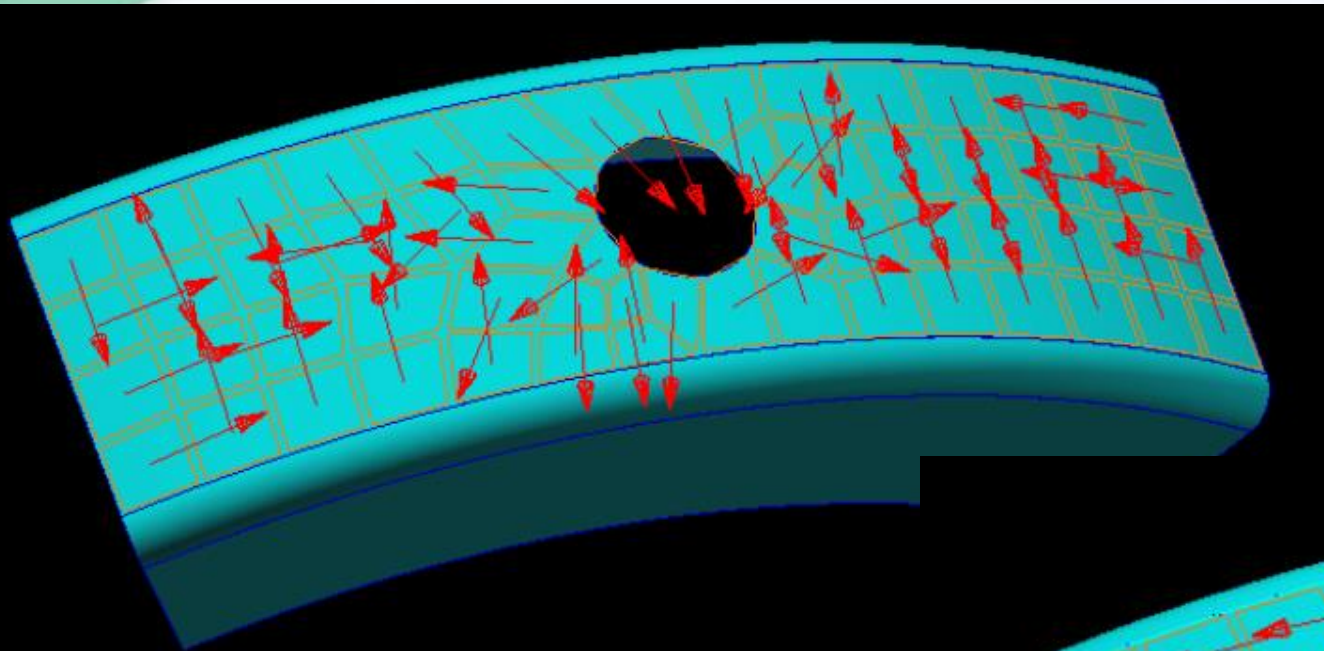
- Display Laminate Load and Strain Vectors (Requires Load Input)
- Display Ply Stresses and Strains (Requires Load Input): Effective Strains Total Strains
- Display Ply Failure Analysis (Requires Load and Strength Input)

Analyze Quit Help

C:\Program Files (x86)\The Laminator\

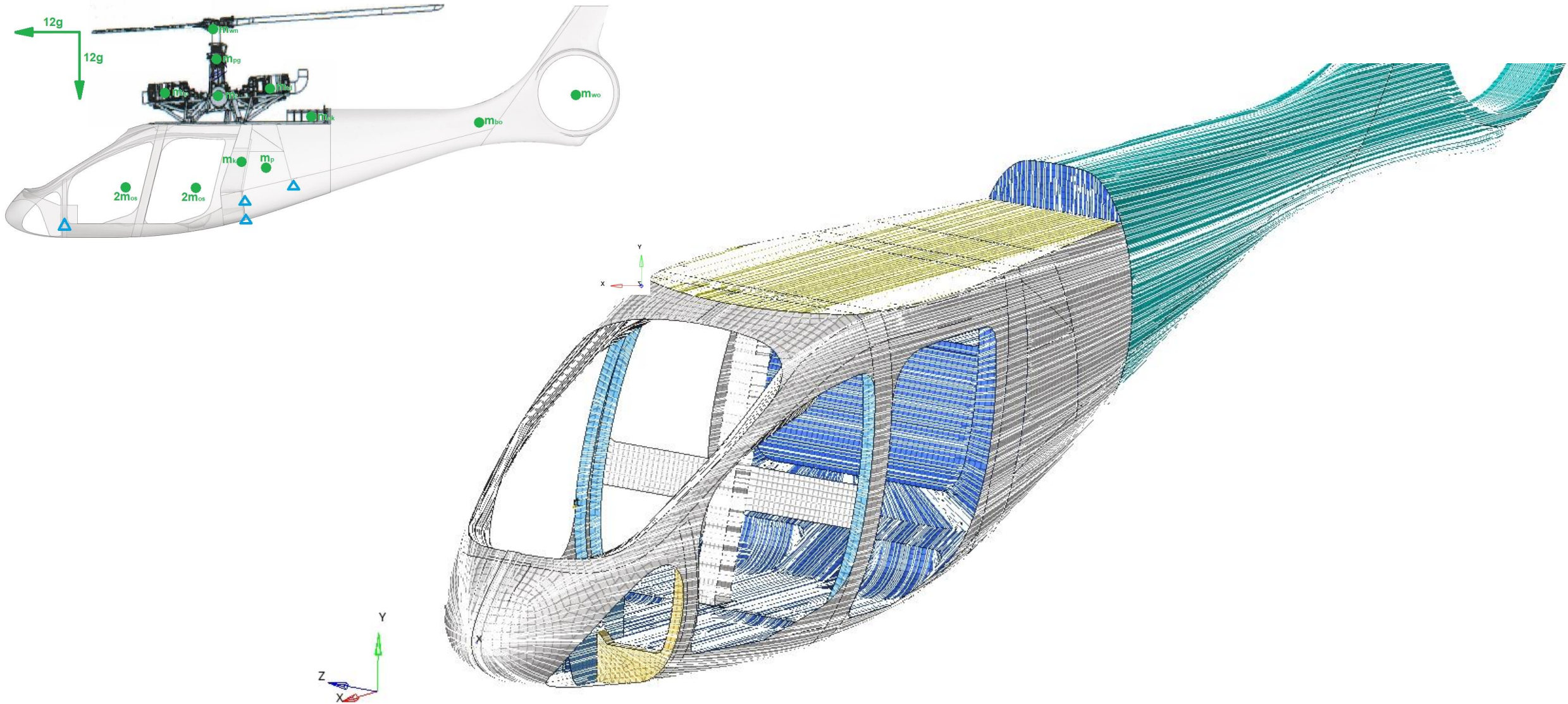
Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)



Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)



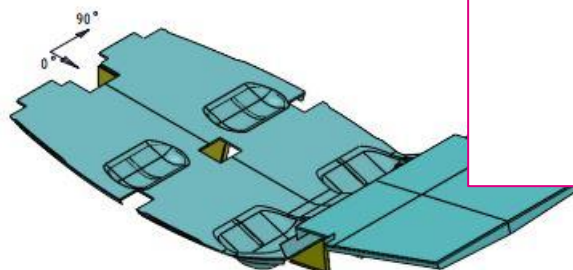
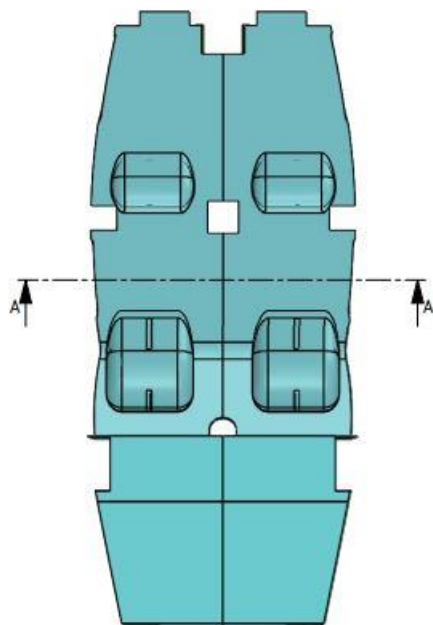
Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (ko

Schemat przekroju warstw laminatu A-A

- 1x GG 205 T $\pm 45^\circ$
- 1x GG 205 T 90°
- 1x CF60-12K 0°
- 1x CF60-12K 90°
- 1x CF60-12K 0° PASY nad podłużnicami
- 1x GG 205 T $\pm 45^\circ$
- Skleina błonkowa
ECA-I Honeycomb
(cell size 4,0; density 29 kg/m³)
- Skleina błonkowa
- 1x GG 205 T 90°
- 1x CF60-12K 0°
- 1x CF60-12K 90°
- 1x CF60-12K 0° PASY nad podłużnicami
- 1x GG 205 T $\pm 45^\circ$

- 1x GG 205 T $\pm 45^\circ$
- 1x GG 205 T 90°
- 1x CF60-12K 0°
- 1x CF60-12K 90°
- 1x CF60-12K 0° PASY nad podłużnicami
- 1x GG 205 T $\pm 45^\circ$
- Skleina błonkowa
ECA-I Honeycomb
(cell size 4,0; density 29 kg/m³)
- Skleina błonkowa
- 1x GG 205 T 90°
- 1x CF60-12K 0°
- 1x CF60-12K 90°
- 1x CF60-12K 0° PASY nad podłużnicami
- 1x GG 205 T $\pm 45^\circ$

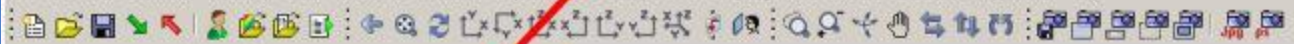


UWAGA:

- 1.
- 2.
- 3.
- 4.

Ważny od:	Ograniczony do:	Strona od:	do:
(data rys.)	(data rys.)	(data rys.)	(data rys.)
[Redacted]		Tolerancja ogólna wg: ISO 2768-MS	
[Redacted]		Symbol	
[Redacted]		Ilość szt. na produkt	
[Redacted]		Masa [kg]	
[Redacted]		Masa [kg]	
[Redacted]		Pakycie pow. brak	
[Redacted]		Afiksż. 1/1	
[Redacted]		Format A3	
[Redacted]		Format (papier rys.)	
[Redacted]		Obróbka ciepl. brak	
[Redacted]		Podz. 1:1	
[Redacted]		Skala	
[Redacted]		Numer rys.	
[Redacted]		Stronowy [1]	

Nazwa części (rys.)
Podłoga dolna struktura



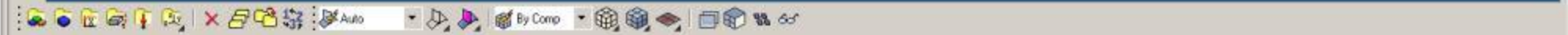
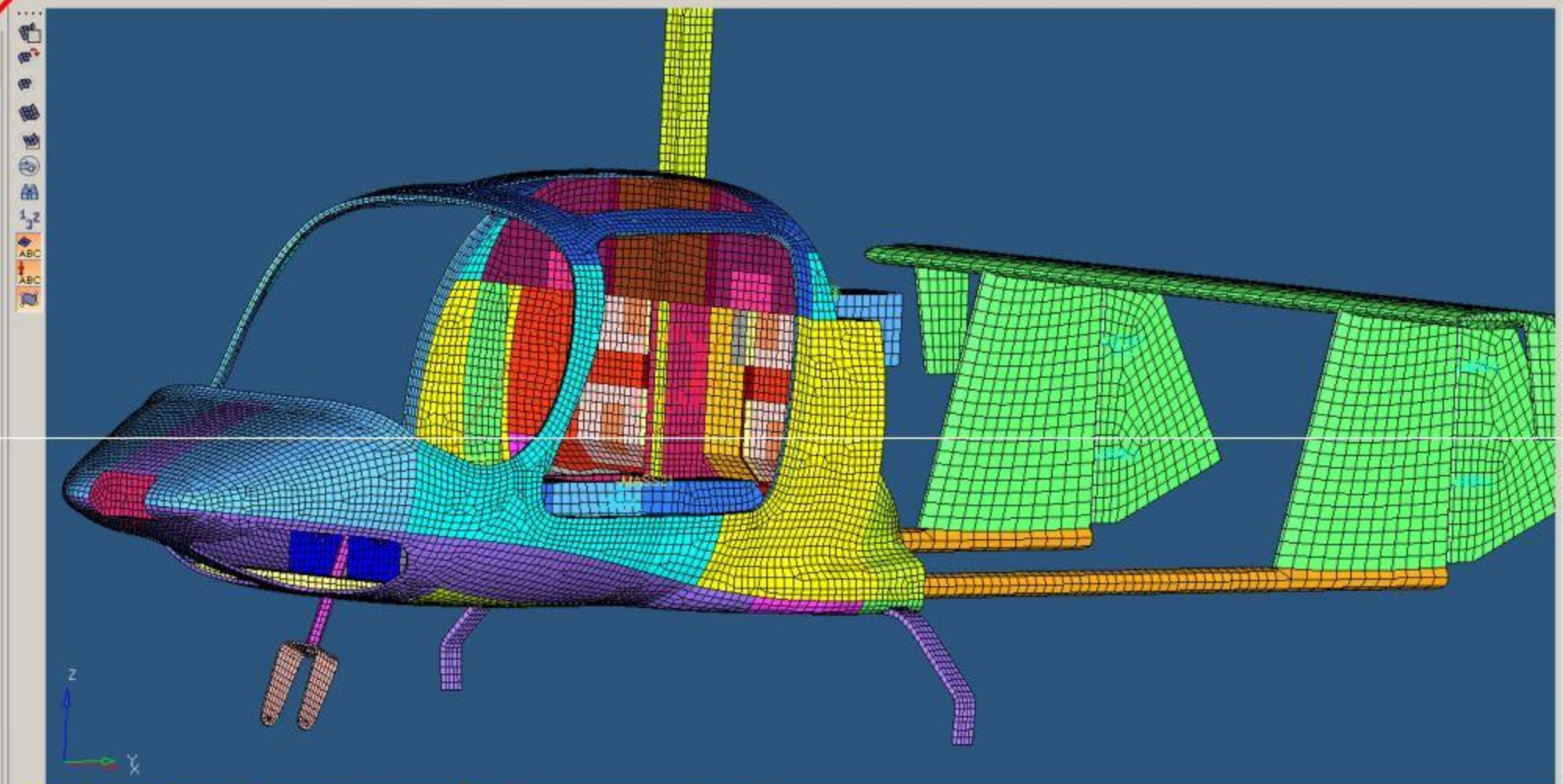
Utility Mask By Config Model

Entities

Assembly Hierarchy	ID	
Card [2]		
BeamSectorCollector [38]		
wg_sc_11	7	<input type="checkbox"/>
wg_sc_10	8	<input type="checkbox"/>
pianki_koperta	4	<input type="checkbox"/>
wg_sc_9	9	<input type="checkbox"/>
wg_sc_8	10	<input type="checkbox"/>
wg_sc_7	11	<input type="checkbox"/>
wg_sc_6	12	<input type="checkbox"/>
wg_sc_5	13	<input type="checkbox"/>
wg_s		<input type="checkbox"/>
p_sc		<input type="checkbox"/>
d_sc		<input type="checkbox"/>
k_sc		<input type="checkbox"/>
p_sc_6	33	<input type="checkbox"/>
p_sc_5	34	<input type="checkbox"/>
p_sc_4	35	<input type="checkbox"/>
p_sc_3	36	<input type="checkbox"/>
moc_siedz	37	<input type="checkbox"/>
pudelka	38	<input type="checkbox"/>
wro_A	41	<input type="checkbox"/>
moc_siedz_wom	43	<input type="checkbox"/>
wg_sc_12	44	<input type="checkbox"/>
wg_sc_4	14	<input type="checkbox"/>
w_maszt	39	<input type="checkbox"/>
wro_B	40	<input type="checkbox"/>

- Create
- Delete
- Card Edit...
- Rename
- Make Current
- Show
- Isolate
- Isolate Only
- Remove
- Collapse All
- Expand All
- Show Find
- Show Filter
- Columns
- Configure Browser...

Material [11]
Property [8]
Sensor [5]



nodes	lines	surfaces	solids	quick edit	Geom
node edit	line edit	surface edit	solid edit	edge edit	1D
temp nodes	circles	defeature	primitives	point edit	2D
distance	length	midsurface		autocleanup	3D

By Comp

- Analysis
- Tool
- Post

Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)

Composite Failure Indices

□ Max Strain:

- Three failure indices
- One for each direction
- Uses strain allowables

$$FI_1 = \frac{\varepsilon_1}{X}, FI_2 = \frac{\varepsilon_2}{Y}, FI_{12} = \frac{\gamma_{12}}{S}$$

$\varepsilon_1, \varepsilon_2, \gamma_{12}$ are ply strains from the Nastran analysis

X, Y, S are ply strain allowables from the PCOMP bulk data entry (set STRN term on PCOMP to 1.0)

□ Max Stress:

- Same as Max Strain but allowables are in stress units

$$FI_1 = \frac{\sigma_1}{X}, FI_2 = \frac{\sigma_2}{Y}, FI_{12} = \frac{\tau_{12}}{S}$$

$\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ are ply stresses from the Nastran analysis

X, Y, S are ply stress allowables from the PCOMP bulk data entry

Metoda Elementów Skończonych II

Materiały kompozytowe (kompozyty warstwowe)

Composite Failure Indices

□ Hill:
$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{t_{12}^2}{S^2}$$

□ Hoffman:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T X_C} + \frac{t_{12}^2}{S^2} + \sigma_1 \left[\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right] + \sigma_2 \left[\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right]$$

□ Tsai-Wu:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + \frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T X_C} + \frac{t_{12}^2}{S^2} + \sigma_1 \left[\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right] + \sigma_2 \left[\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right] + 2F_{12}^* \sigma_1\sigma_2$$

$\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ are ply stresses from the Nastran analysis

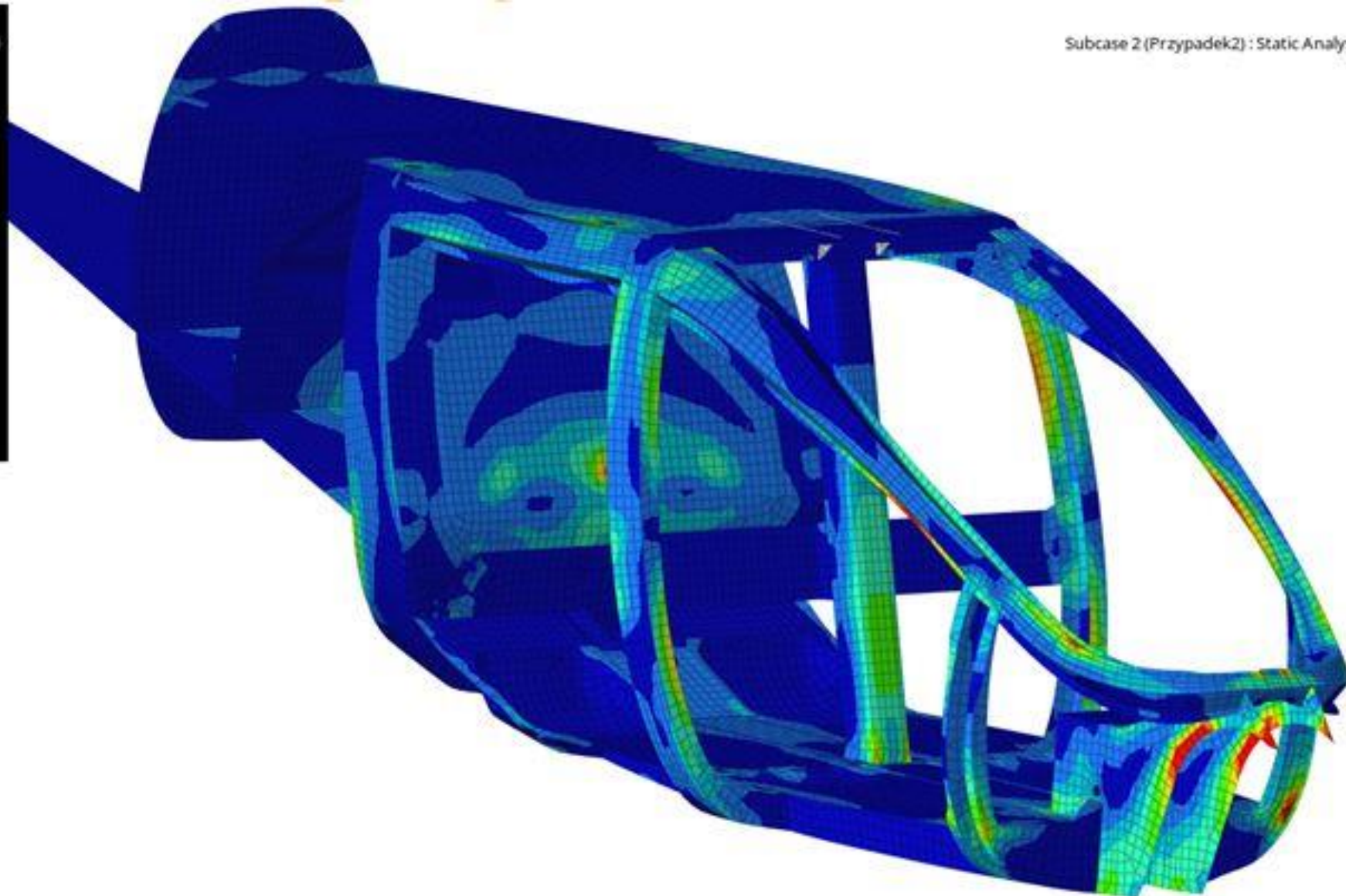
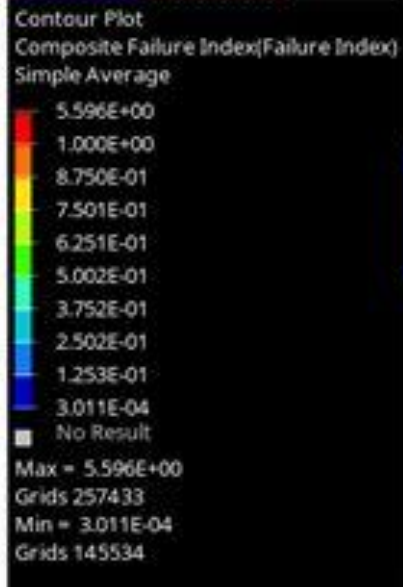
X, Y, S are ply stress allowables from the PCOMP bulk data entry

F_{12} is experimentally determined

Metoda Elementów Skończonych II

1:1

Subcase 2 (Przypadek2) : Static Analysis : Frame 0



Rysunek 87 – Failure Index, Przypadek/2 (skala wartości od $3.01E-04$ do $5.6E+00$)