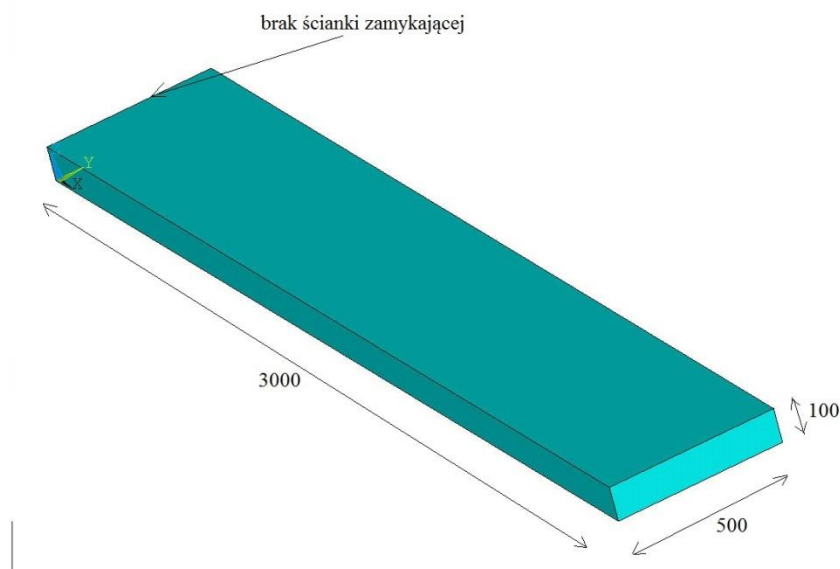


Samolot Grumman X-29 (oblatany w 1984 r.) stanowił platformę testową dla nowych rozwiązań, z których najistotniejszym był nietypowy, ujemny skos skrzydeł. Taka konfiguracja powodowała powstanie bardzo silnego momentu aerodynamicznego skręcającego skrzydła. Skręcenie wywołane tym momentem wyeliminowano za pomocą układu warstw kompozytu, z którego wykonane były pokrycia skrzydeł samolotu, w którym elementy macierzy sztywności laminatu D<sub>16</sub> i D<sub>26</sub> (odpowiedzialne za sprzężenie zginanie-skręcanie) miały odpowiednio dobrane niezerowe wartości. Dzięki temu zginanie skrzydła spowodowane siłą nośną powodowało również jego skręcanie się w kierunku przeciwnym niż było to spowodowane momentem aerodynamicznym. W rezultacie skrzydło w czasie lotu nie było skręcone.



### ZADANIE

Skrzydło samolotu zostało uproszczone do prostopadłościanu. Geometria tego 'skrzydła' przedstawiona jest na rysunku. Proszę zwrócić uwagę na brak ścianki zamykającej w miejscu zamocowania.



Do wykonania pokrycia górnego i dolnego został wykorzystany jednokierunkowy preimpregnat węglowo-epoksydowy grubości warstwy  $t_0 = 0,15$  mm i właściwościach:

$E_x = 137$  GPa

$E_y = 10$  GPa

$E_z = 10$  GPa

$\nu_{xy} = 0,3$

$\nu_{yz} = 0,2$

$\nu_{xz} = 0,3$

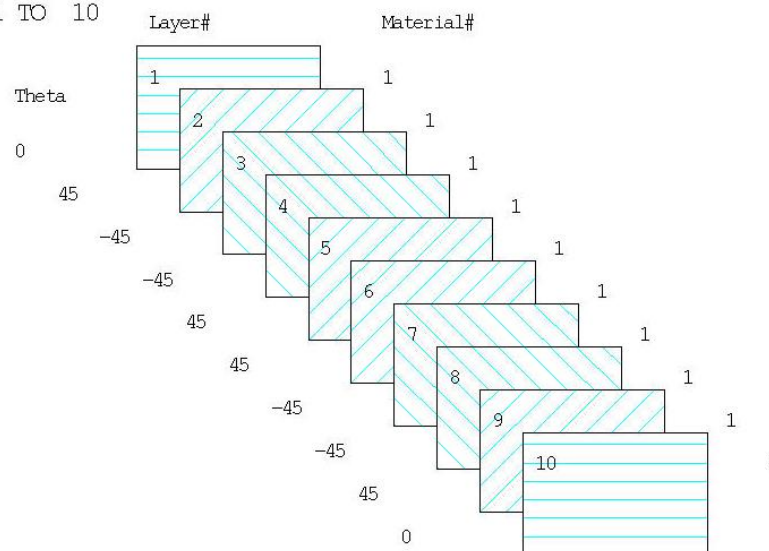
$G_{xy} = 4,8$  GPa

$G_{yz} = 3$  GPa

$G_{xz} = 4,8$  GPa

Układ warstw w pokryciu górnym i dolnym jest przedstawiony poniżej (Section Offset = Mid Plane). Orientacja 0 oznacza ukierunkowanie włókien wzdłuż rozpiętości skrzydła:

```
LAYER STACKING
ELEM      =    0
SECT      =    1
LAYERS    :
TOTAL     =   10
SHOWN     :
FROM      1 TO 10
```

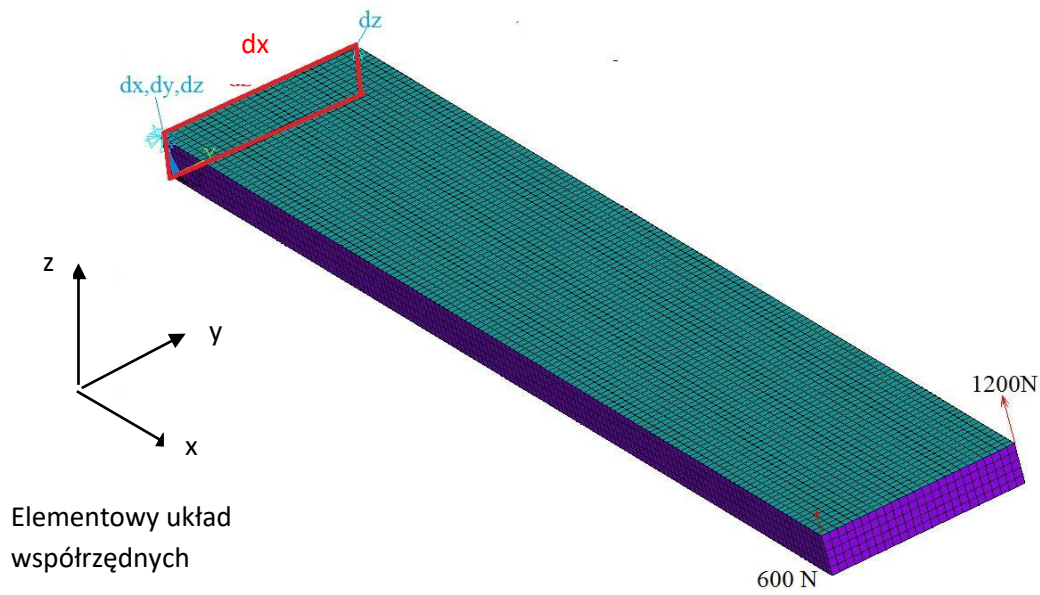


Ścianki boczne i zamykająca są wykonane ze stopu aluminium o grubości  $t = 1,5$  mm i właściwościach:

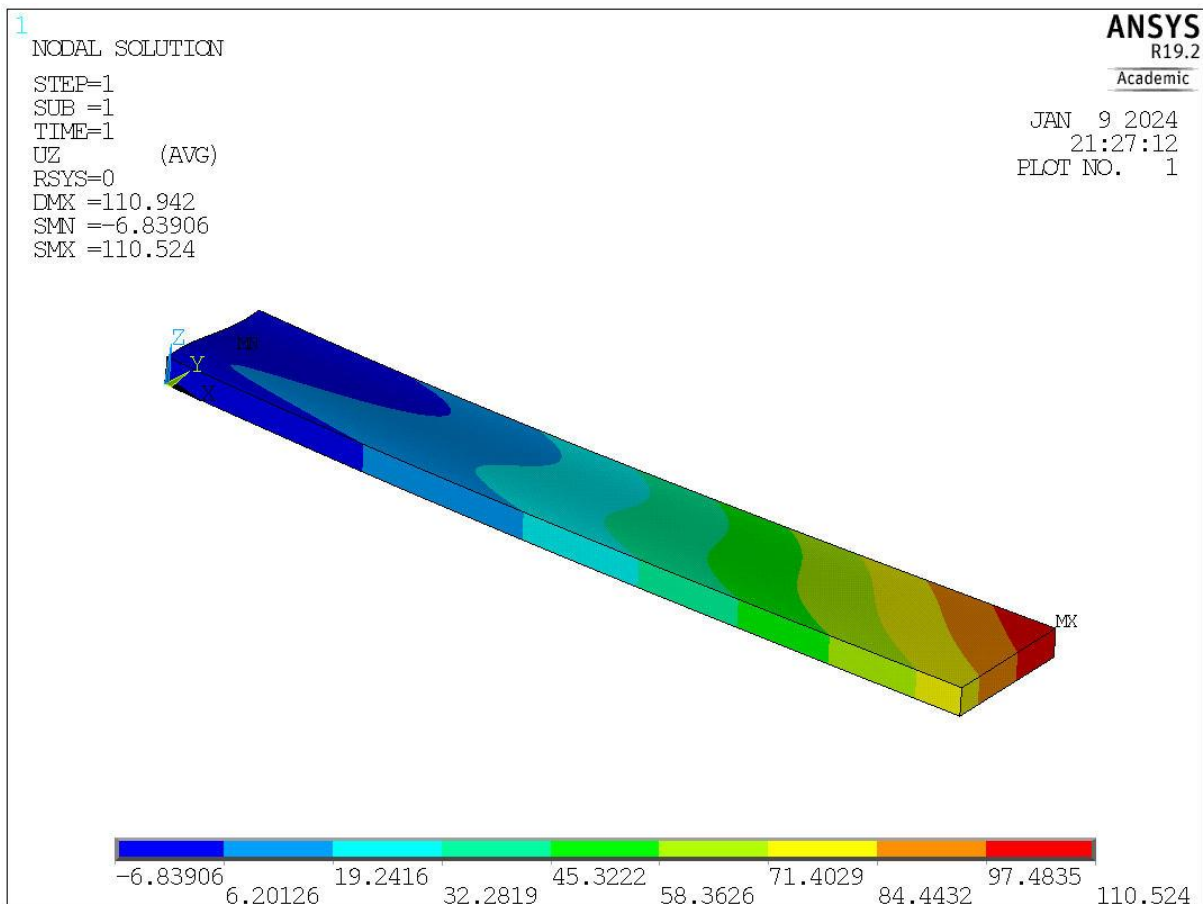
$E = 70$  GPa

$\nu = 0,3$

Po nałożeniu siatki (dowolna, ale w miarę rozsądna wielkość elementów) model powinien zostać utwierdzony i obciążony, jak na rysunku poniżej. Proszę pamiętać o połączeniu węzłów (Preprocessor>Numbering controls>Merge items).



Następnie należy wykonać analizę liniową (small displacement static) i wyświetlić przemieszczenia w kierunku z. Powinny one wyglądać następująco:



Skrećenie jest zdefiniowane jako różnica w przemieszczeniach w kierunku z węzłów, do których przyłożone są siły. Można je odczytać wybierając te węzły z modelu (Pasek górny >Select> Entities...> Nodes> By Num/Pick) i następnie listując ich przemieszczenia (General Postproc > List Results > Nodal Solution >DOF Solution > Z-Component of displacement). W tym wypadku różnica powinna wynosić  $110,52 \text{ mm} - 78,38 \text{ mm} = 32,14 \text{ mm}$

**Celem zadania** jest zmodyfikowanie układu warstw skrzydła w taki sposób, żeby zminimalizować jego skrećenie. Układ warstw można modyfikować wg następujących zasad:

- Nie można zmieniać liczby warstw (ma być ich 10 w każdym pokryciu).
- Nie można zwiększać ani zmniejszać liczby warstw 0 (mają być dwie w każdym pokryciu), ale można zmieniać ich położenie w kierunku grubości.
- Pozostałe warstwy mogą mieć ukierunkowanie  $\pm 30$ ,  $\pm 45$  i  $\pm 60$ .
- Pokrycia górne i dolne mogą mieć różne układy warstw, ale zgodne z powyższymi punktami.