



# POLITECHNIKA POZNAŃSKA



## METODA ELEMENTÓW SKOŃCZONYCH PROJEKT

**Prowadzący:**

*dr hab. Tomasz Strękowski*

**Autorzy:**

*Tomasz Bartkowiak*

*Tomasz Hermann*

**Wydział:** *Budowy Maszyn i Zarządzania*

**Kierunek:** *Mechanika i Budowa Maszyn*

## Spis treści

<b>1. Przepływ ciepła w elemencie 3D .....</b>	<b>3</b>
1.1 Opis i zastosowanie modelu .....	3
1.2 Opis technologii .....	4
1.3 Przeprowadzona analiza .....	5
<b>2. Przeciągnięcie w aerodynamice lotniczej .....</b>	<b>10</b>
2.1 Opis zjawiska .....	10
2.2 Przeprowadzona analiza .....	11
<b>3. Belka cienkościenna .....</b>	<b>18</b>
3.1 Opis modelu .....	18
3.2 Przeprowadzona analiza .....	19
<b>4. Materiały pomocnicze .....</b>	<b>24</b>

## 1. Przepływ ciepła w elemencie 3D

### 1.1 Opis i zastosowanie modelu

PipeTower to najnowsza konstrukcja firmy Revoltec zaprojektowana z myślą o utrzymaniu niskiej temperatury na procesorach. Chłodzenie zostało wyposażone w dwie 6-milimetrowe miedziane rury ciepłone w kształcie litery U, które pobierają ciepło z miedzianej podstawy i przekazują je na radiator zbudowany z gęsto rozmieszczonych żeberek. Został on wykonany z aluminium, dzięki czemu jest bardzo lekki i efektywnie odbiera nagromadzone ciepło. Generowaniem przepływu powietrza i oddawaniem ciepła do otoczenia zajmuje się wydajny 92-milimetrowy wentylator.



Rys. 1.1 PipeTower

Cechy produktu	
Materiał radiatora	Aluminium + Miedź
Wymiary radiatora	110 x 71 x 143 mm
Waga	0,500 kg

## 1.2 Opis technologii

Heat-pipe (rurka cieplna, ciepłowód) określane także jako "nadprzewodnik" to najczęściej miedziana lub aluminiowa rurka o średnicy od 3mm do 22mm, zawierająca odpowiednio dobraną ciecz, służącą do efektywnego przenoszenia energii cieplnej

Idee ciepłowodu przedstawił w 1942 roku R.S. Gaugle, jednak technologia została opracowana dopiero w 1962 roku przez G.M. Grover'a. Od tego momentu rozpoczął się dynamiczny rozwój heat-pipe'ów. Początkowo wykorzystywane były do zastosowań w przemyśle kosmicznym. W komputerach znalazły się za sprawą notebooków, gdzie ich właściwości (małe rozmiary, efektywność, brak ruchomych części, co za tym idzie mała awaryjność) były niezastąpione.

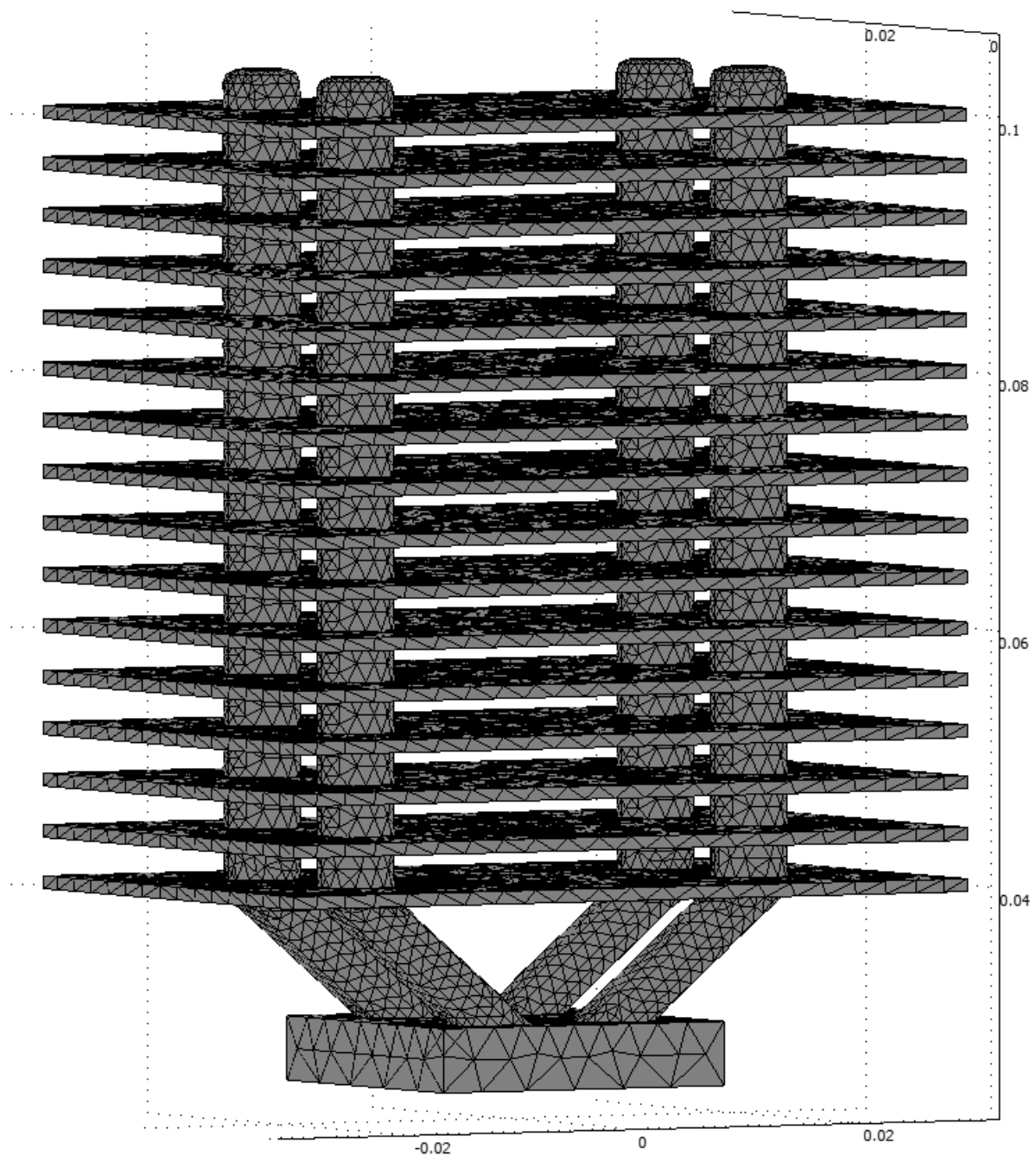
Każdy ciepłowód składa się z 3 elementów:

- kontenera,
- płynu roboczego,
- knota bądź struktury kapilarnej.

Zasada działania jest bardzo prosta. W rurce znajduje się pewna, niewielka ilość cieczy. Ciecz ta paruje pod wpływem temperatury. przenosząc zarazem energię cieplną do drugiego chłodniejszego końca rurki. Tam skrapla się, oddając energię np. na radiator i powraca po ściankach, bądź knocie do ciepłego końca, proces ten powtarza się bez końca. Zdolność do parowania w wysokich temperaturach przydatna jest w przenoszeniu ogromnych ilości ciepła, ale niema zastosowania w chłodzeniu układów elektronicznych, gdzie temperatura nie przekracza średnio 100°C. Najczęściej w takim przypadku stosowanymi cieczami są woda i amoniak.

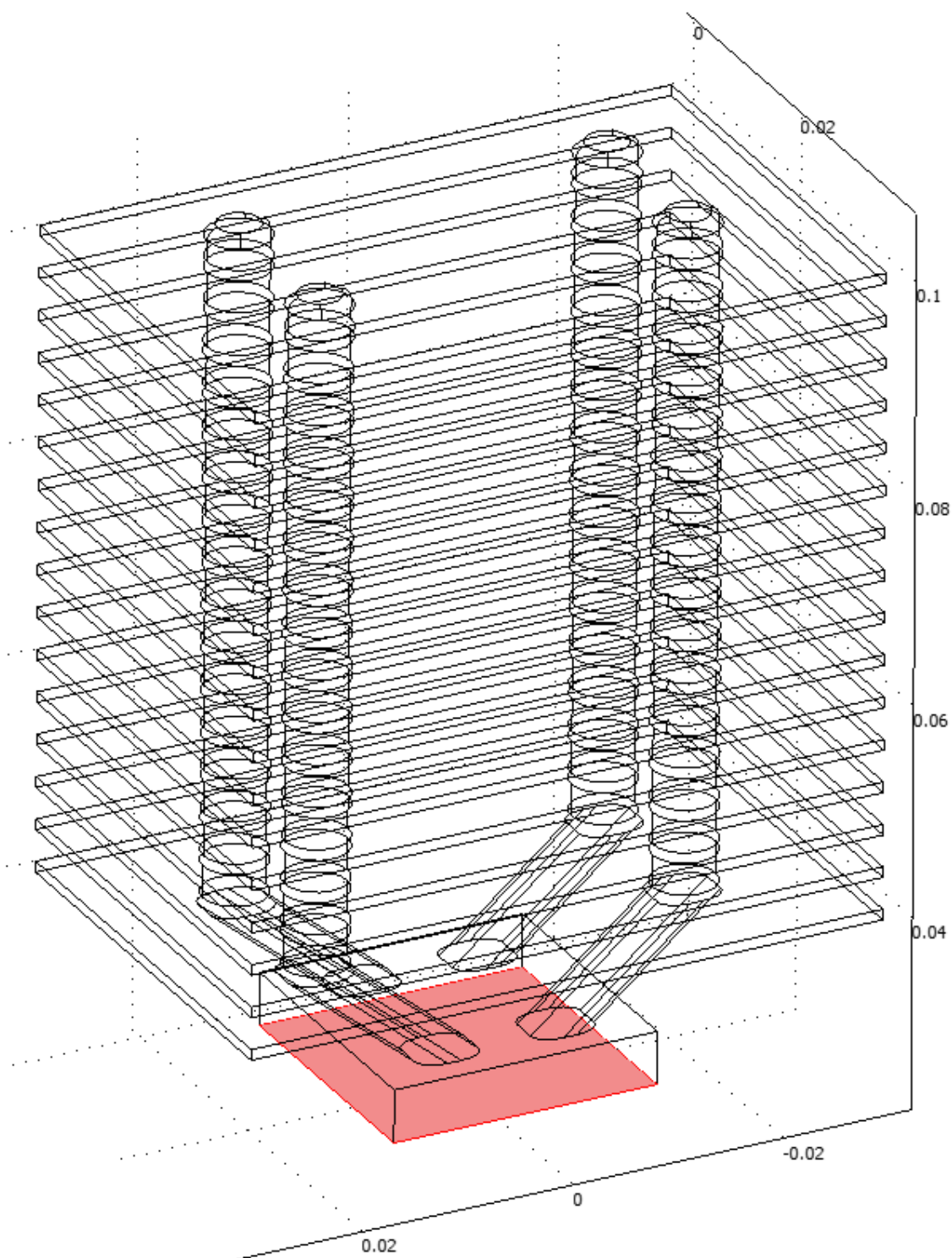
### 1.3 Przeprowadzona analiza

W tym przypadku przeprowadzono analizę przepływu ciepła w radiatorze. Zbudowany model posiada zmniejszoną liczbę żeberek w celu ograniczenia liczby elementów w siatce oraz skrócenia czasu przeprowadzania obliczeń. Warto zauważyć, że liczba żeberek jest wystarczająca do zapoznania się z ogólnym przepływem ciepła w modelu. Na poniższym rysunku przedstawiono model z zaznaczoną siatką zbudowaną z 101005 elementów.



Rys. 1.2 Model z zaznaczoną siatką

W przeprowadzanej analizie przyjęto, że schładzany jest procesor o temperaturze 60°C, który oddaje ciepło na spód radiatora. Na rysunku poniżej zaznaczono powierzchnię, która jest nagrzana do temperatury 60°C (równej temperaturze procesora).



Rys. 1.3 Model z zaznaczoną powierzchnią nagrzewaną

Wykonana analiza została przeprowadzona z użyciem równania:

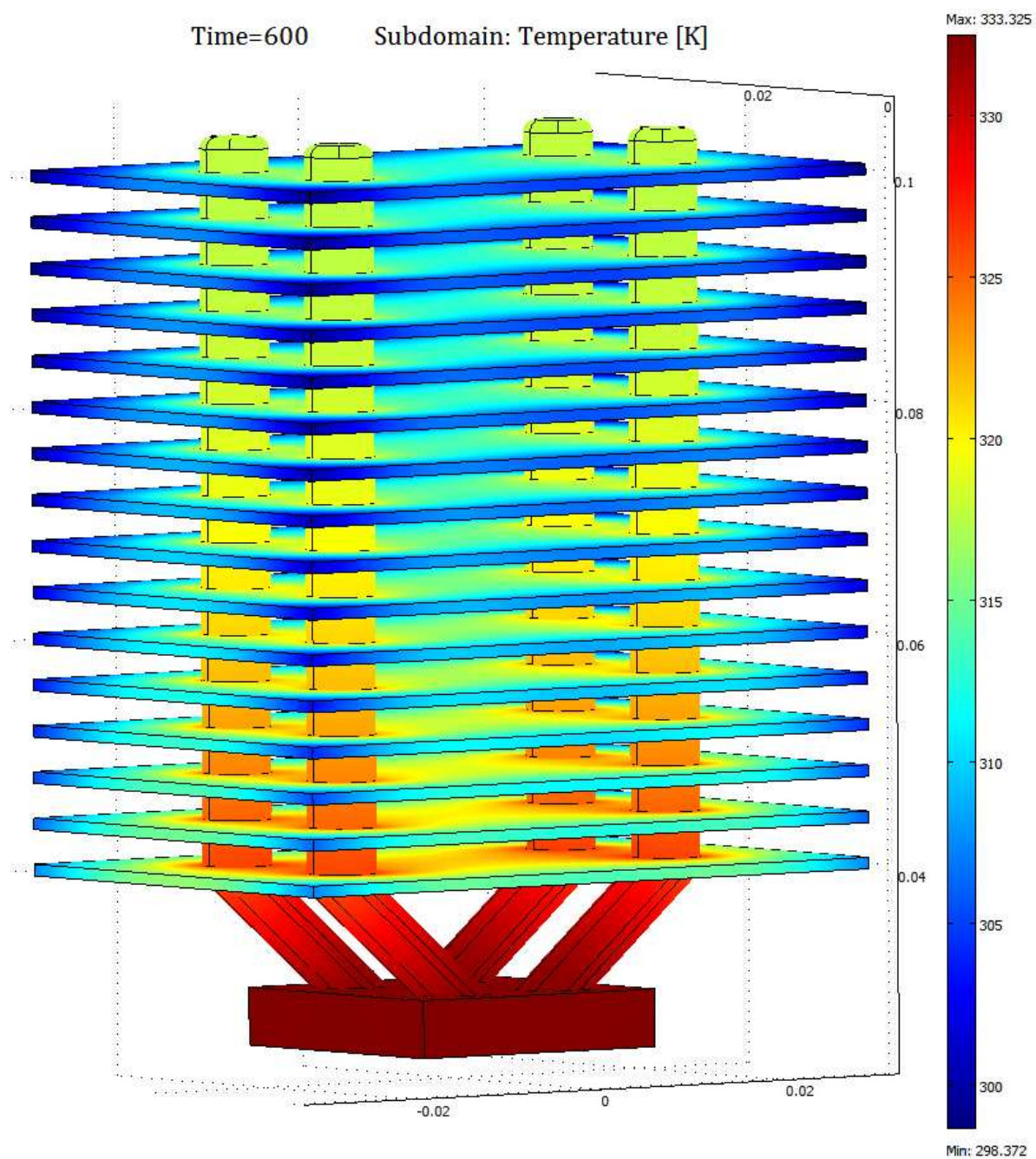
$$\delta_{ts} \cdot \rho \cdot C_p \cdot \frac{\partial T}{\partial t} - \nabla(k\nabla T) = Q$$

Wielkość	Description	Opis
$\delta_{ts}$	time-scaling coefficient	współczynnik skalowania w czasie
$\rho$	density	gęstość
$C_p$	heat capacity	pojemność cieplna
$k$	thermal conductivity tensor	tensor przewodności cieplnej
$Q$	heat source	źródło ciepła

Pozostałe dane:

<b>Materiał</b>	Rdzeń: Cu-5Al-4,5Ni
	Żebra: Al-2,8Li
<b>Przeprowadzany rodzaj analizy</b>	Heat Transfer by Conduction
<b>Przestrzeń wymiarowa</b>	3D
<b>Liczba elementów w siatce</b>	101005
<b>Wartość temperatury początkowej</b>	293,15K (20°C)
<b>Parametry czasowe</b>	0:30:600

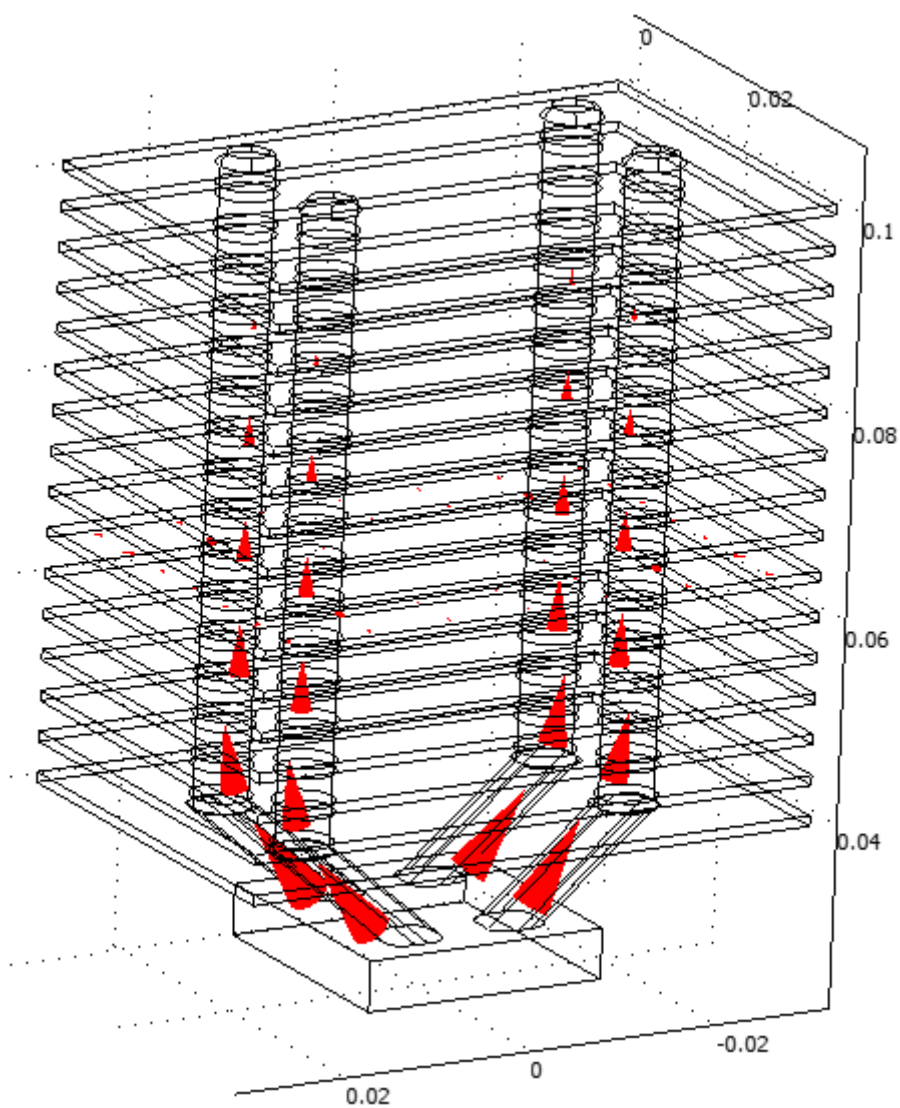
Rysunek poniżej przedstawia rozkład temperatury po upływie 600 sekund.



Rys. 1.4 Model z rozkładem temperatury po upływie 600 sekund



Warto zwrócić uwagę także na przepływ strumienia ciepłego. W zbudowanym modelu w celu poprawy oddawania ciepła należy obniżyć odległość położenia pierwszego żeberka oraz zwiększyć ich liczbę. Takim rozwiązaniem mamy odczynienia w oryginalnej konstrukcji.



Rys. 1.5 Rozkład strumienia ciepła w modelu

## 2. Przeciągnięcie w aerodynamice lotniczej

### 2.1 Opis zjawiska

Przeciągnięcie w aerodynamice lotniczej jest to zjawisko polegające na znacznym, gwałtownym spadku siły nośnej i gwałtownym przyroście oporu aerodynamicznego, na skutek zbyt dużego kąta natarcia skrzydła, a ściślej przekroczenia krytycznego kąta natarcia skrzydła oraz wystąpienia chwilowej, częściowej lub całkowitej utraty sterowności. W konsekwencji samolot przepada - gwałtownie traci wysokość. Nazwa "przeciągnięcie", pochodzi najprawdopodobniej stąd, że doprowadzenie do przeciągnięcia następuje najczęściej z powodu zbyt mocnego ściągnięcia drążka sterowego na siebie.

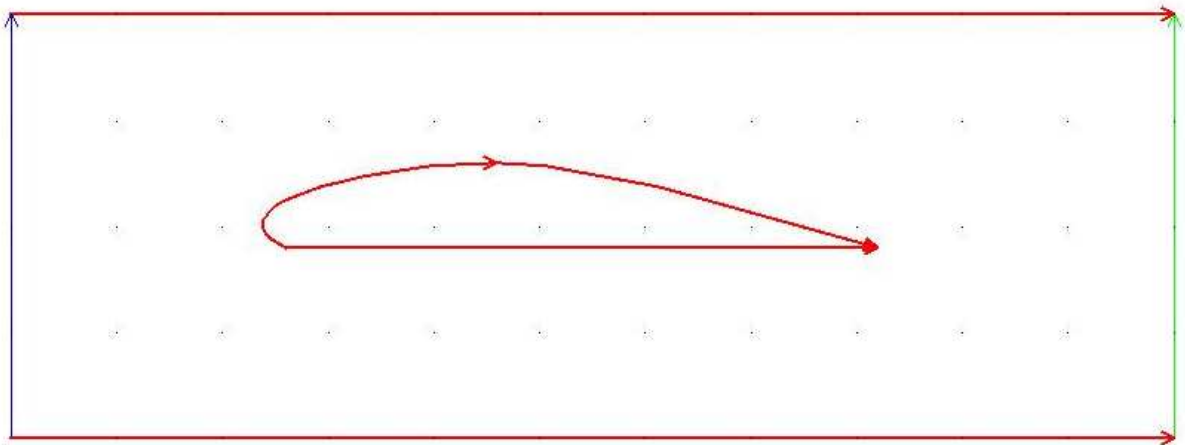
Rodzaje przeciągnięcia:

- przeciągnięcie statyczne - przeciągnięcie w wyniku stopniowego zmniejszania prędkości lotu statku powietrznego, aż do osiągnięcia i przekroczenia jego prędkości minimalnej,
- przeciągnięcie dynamiczne - przeciągnięcie w wyniku przekroczenia krytycznego kąta natarcia przy prędkości większej niż minimalna. Wprowadzenie w stan przeciągnięcia dynamicznego następuje w wyniku gwałtownej zmiany kąta natarcia (gwałtownego ściągnięcia drążka sterowego). Tendencja do przeciągnięcia dynamicznego zwiększa się w miarę wzrostu obciążenia powierzchni nośnej płatawca (stosunek masy płatawca do siły nośnej płata).

## 2.2 Przeprowadzona analiza

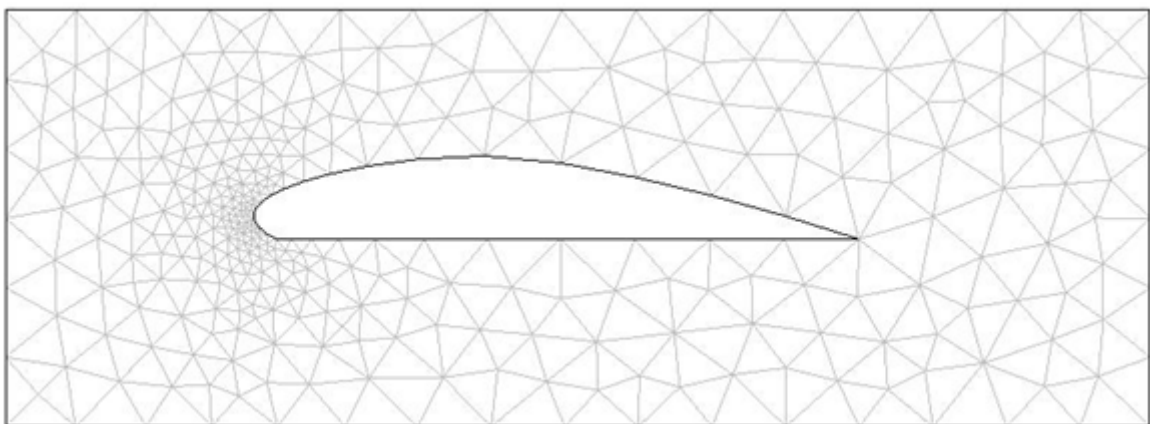
Przeprowadzono badania płata skrzydła samolotu, a dokładniej przeanalizowano przepływ powietrza wokół tego elementu. Celem badań było zbadanie kąta natarcia skrzydła i wywołaną tym kątem wartość ciśnienia. Procedurę przeprowadzono kilkakrotnie dla różnych kątów pochylenia skrzydła. Model został wykonany w programie COMSOL i został obracany o zadany kąt. Na rysunku poniżej przedstawiono element z zaznaczonymi warunkami brzegowymi:

- wlot – linia w kolorze fioletowym (Inlet),
- wylot – linia w kolorze zielonym (Outlet),
- pozostałe ściany – kolor czerwony (Wall).



Rys. 2.1 Element z zaznaczonymi warunkami brzegowymi

Na podstawie tego modelu wygenerowano siatkę składającą się z 648 elementów trójkątnych.



Rys. 2.2 Element z zaznaczoną siatką

Wykonana analiza została przeprowadzona z użyciem równania:

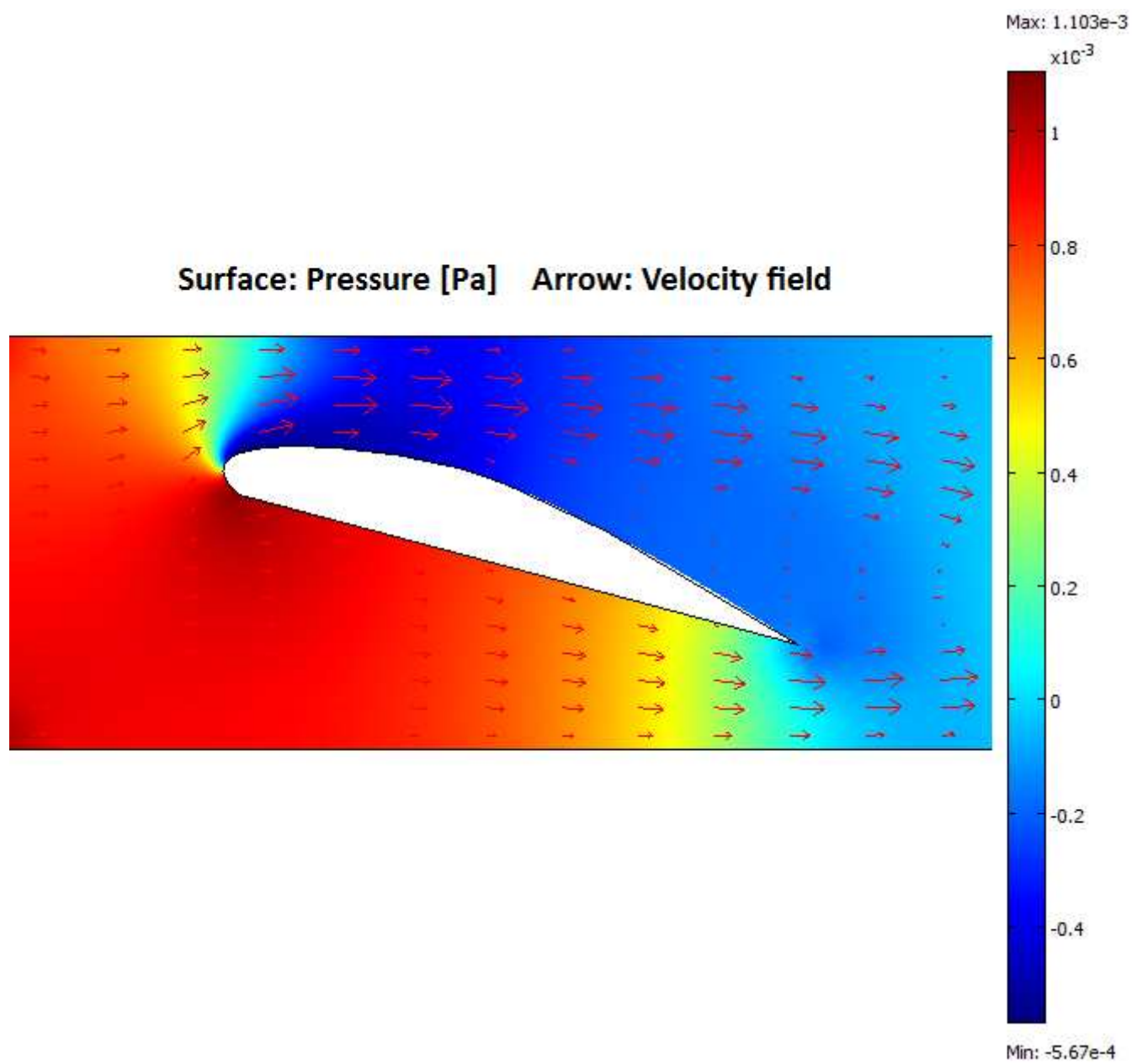
$$\frac{\rho \partial u}{\partial t} + \rho(u \cdot \nabla) = \nabla \cdot [-pI + \eta(\nabla u + (\nabla u)^T)] + F$$

Wielkość	Description	Opis
$\eta$	dynamic viscosity	współczynnik lepkości dynamicznej
$\rho$	density	gęstość
$u$	velocity field	pole prędkości
$p$	pressure	ciśnienie
$F$	force	siła

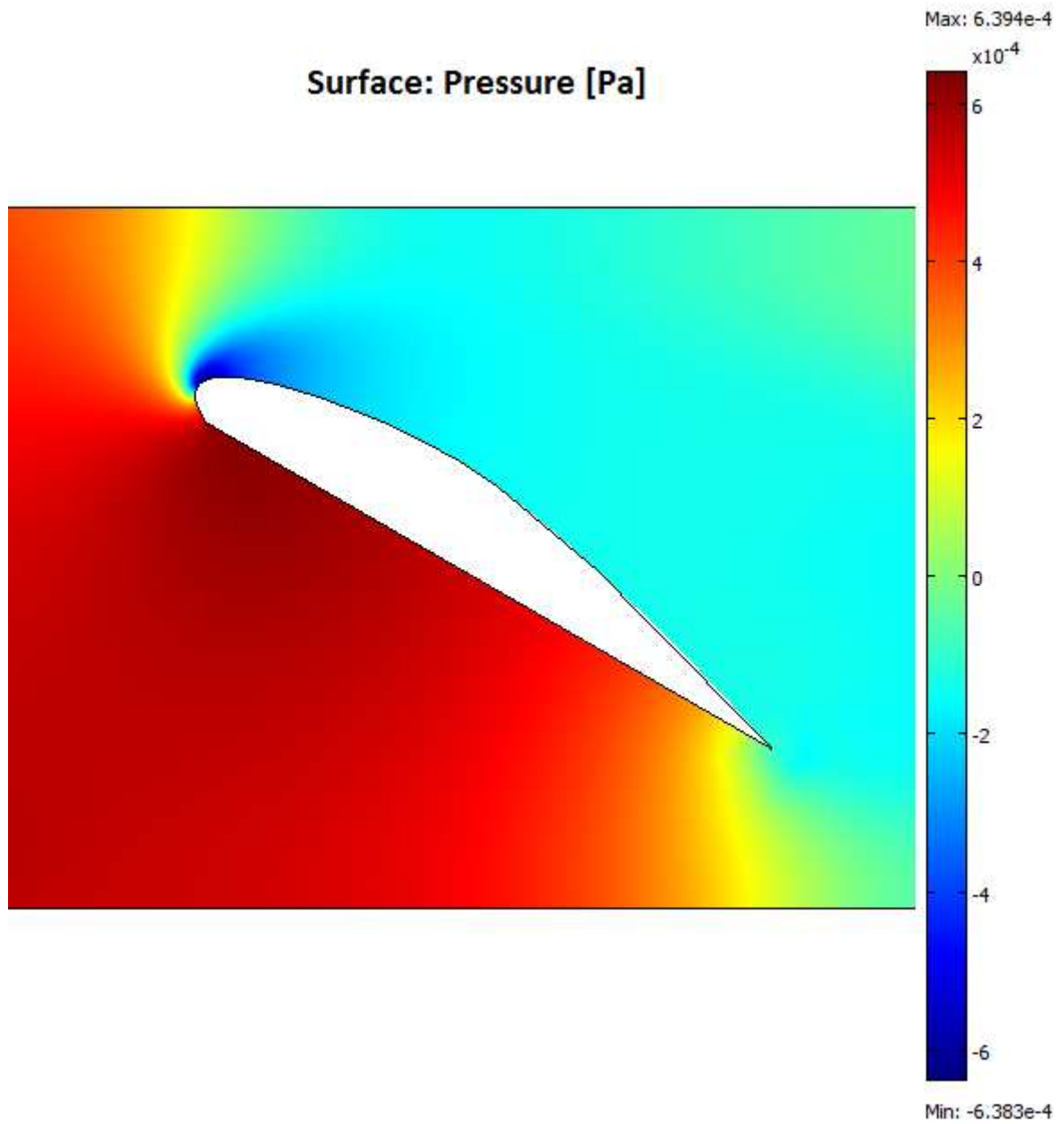
Pozostałe dane:

Środowisko	Powietrze $\rho \quad 1,25 \frac{kg}{m^3}$ $\eta \quad 18e-5 Pa \cdot s$
Przeprowadzany rodzaj analizy	Fluid Dynamics Incompressible Naver-Stokes
Przestrzeń wymiarowa	2D
Liczba elementów w siatce	648

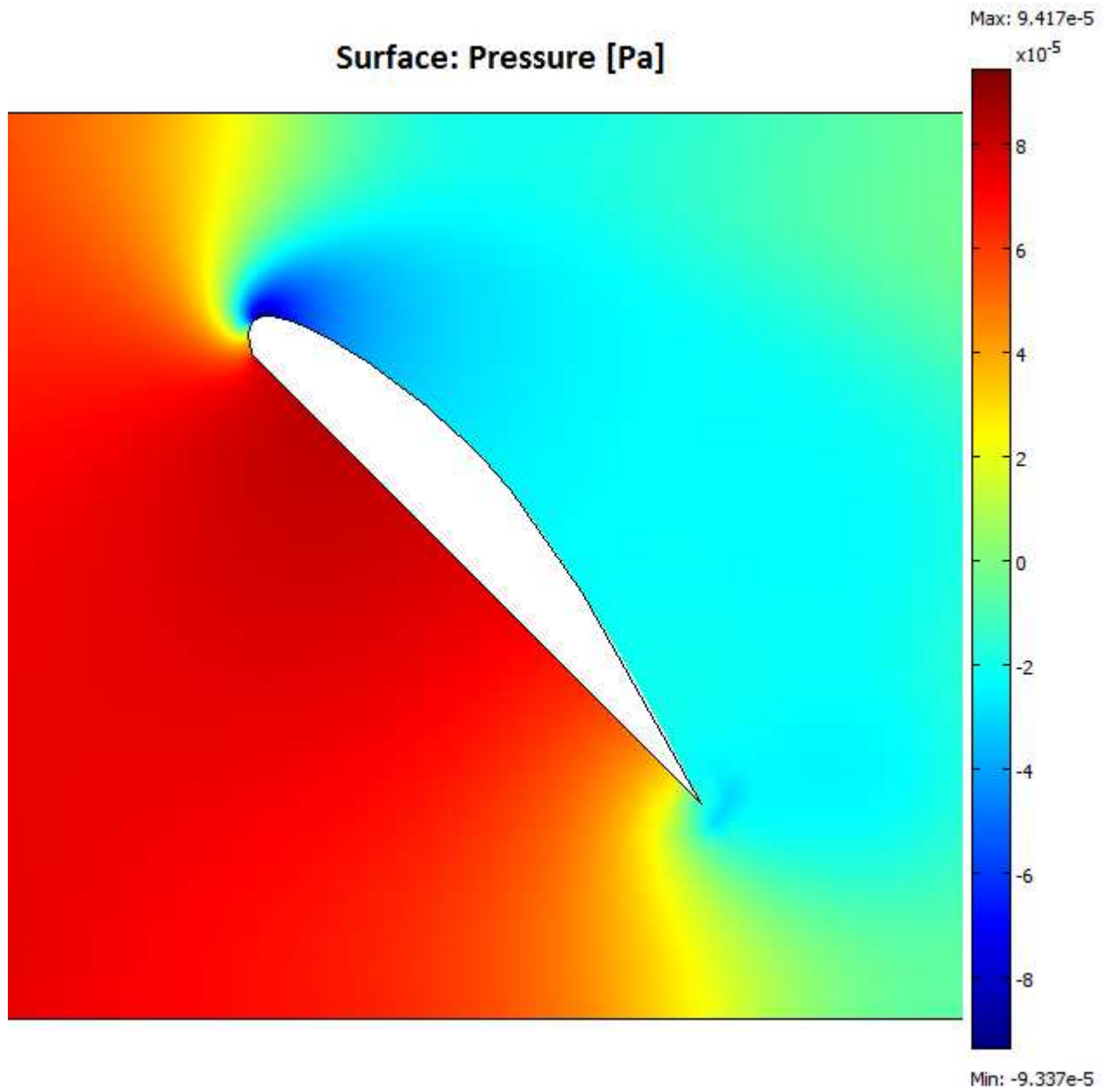
Rozkład ciśnienia w poszczególnych przypadkach pokazano na poniższych rysunkach.

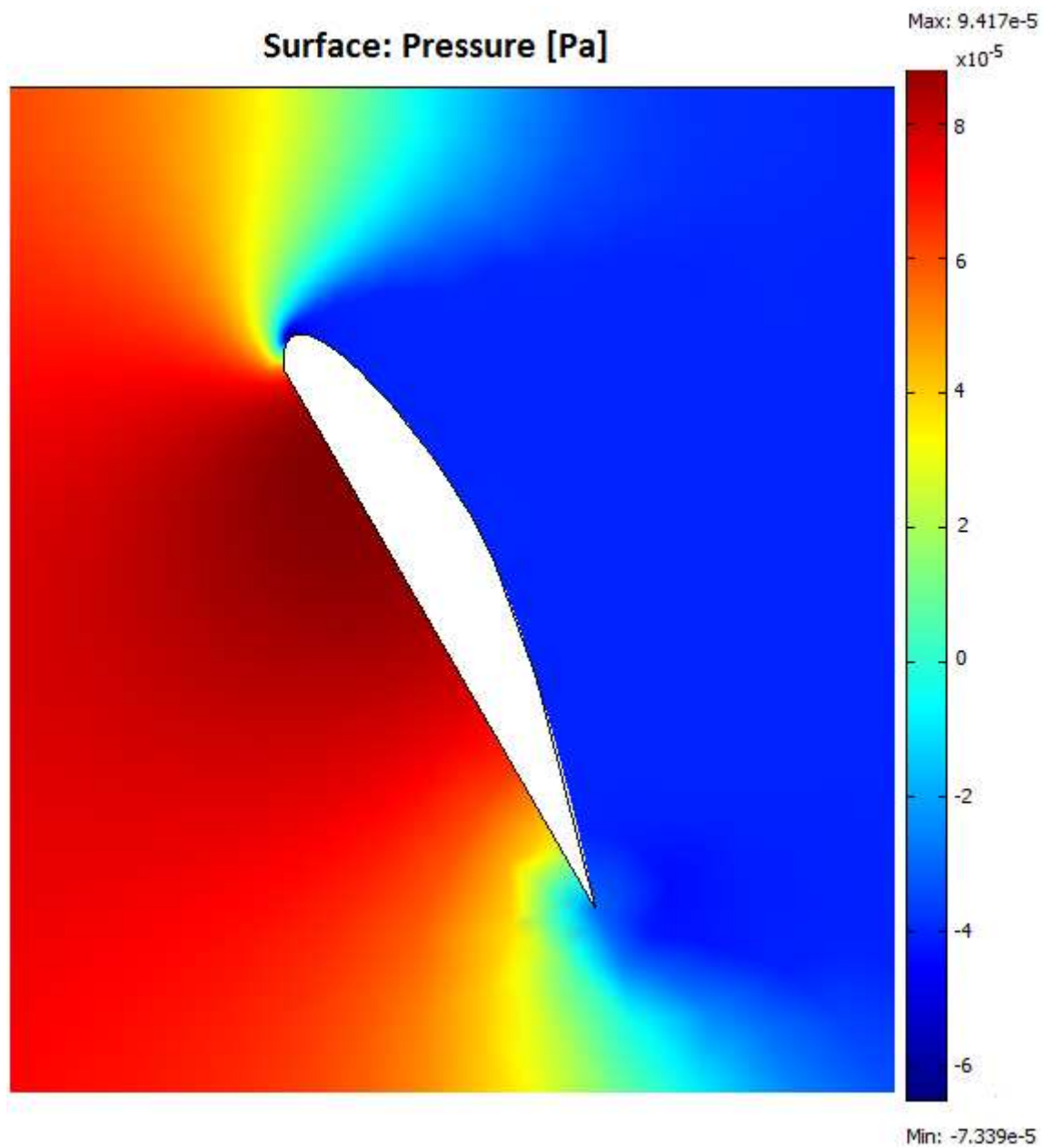


Rys. 2.3 Rozkład ciśnienia dla skrzydła pod kątem  $15^\circ$



Rys. 2.4 Rozkład ciśnienia dla skrzydła pod kątem 30°

Rys. 2.5 Rozkład ciśnienia dla skrzydła pod kątem  $45^\circ$



Rys. 2.6 Rozkład ciśnienia dla skrzydła pod kątem 60°



Na podstawie uzyskanych map rozkładu ciśnienia, zauważono, że rozkłada się ono w dużym przybliżeniu liniowo na całej powierzchni zarówno dolnej jak i górnej części modelu skrzydła. Stąd można w dużym przybliżeniu obliczyć siłę nośną oraz siłę oporu.  $F = l_x(p_2 - p_1)$ , gdzie:

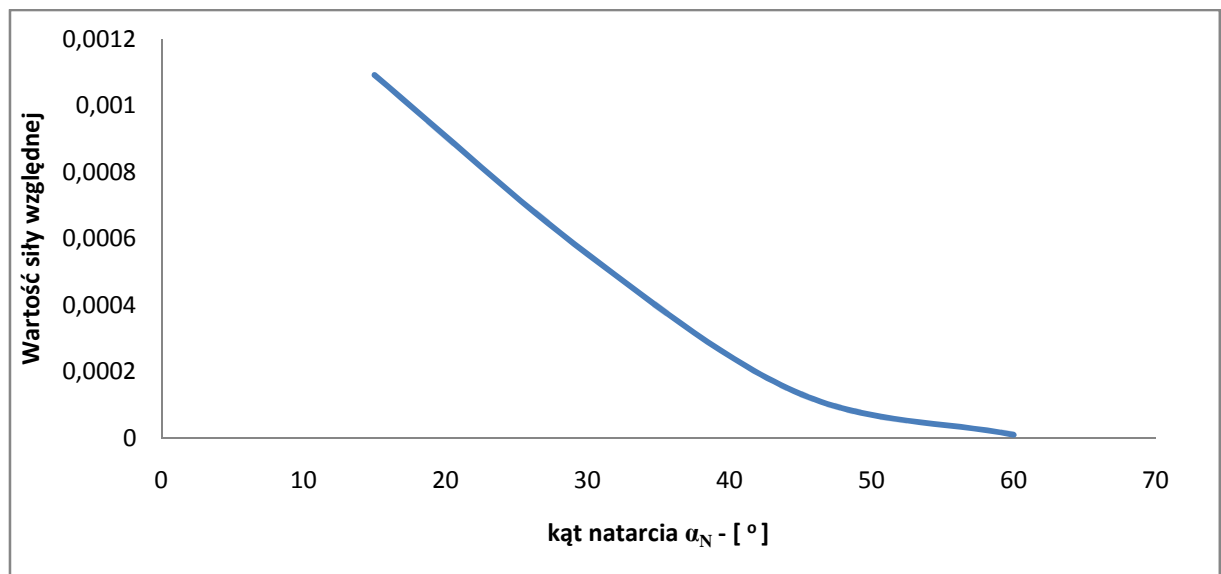
$l_x$  - rzut długości belki na oś x,

$p_1$  - ciśnienie średnie wzdłuż brzegu po stronie górnej,

$p_2$  - ciśnienie średnie wzdłuż brzegu po stronie dolnej.

Wyniki obliczeń wraz z wykresem na ich podstawie przedstawia poniższa tabela:

$\alpha_N$ [°]	p [Pa]	$L_y$ [-]	$L_x$ [-]	$F_{nośna}$	$F_{opor}$
15	0,00113	0,965926	0,184592	0,001091	0,000209
30	0,000639	0,866025	0,366025	0,000553	0,000234
45	0,00018835	0,707107	0,541196	0,000133	0,000102
60	2,09278E-05	0,5	0,707107	1,05E-05	1,48E-05



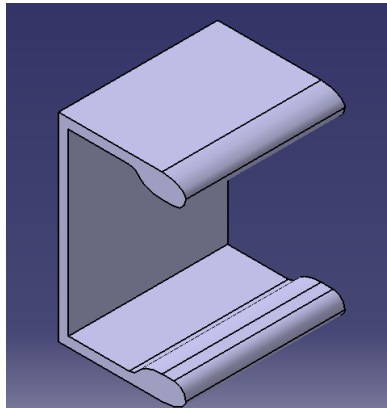
Rys. 2.7 Wartość siły w zależności od kąta natarcia

Spostrzeżenie: Jak łatwo zauważyć, siła nośna maleje wraz ze wzrostem kąta natarcia profilu skrzydła. Przy czym zmiana jest bardziej gwałtowna dla większych kątów. Oznacza to, że samoloty, które nie posiadają napędu odrzutowego o dużej dynamice (jak myśliwce), mogą wznosić się z określonym kątem, co oznacza, że nie jest możliwy pionowy wzlot samolotu pasażerskiego bez uniknięcia przeciągnięcia.

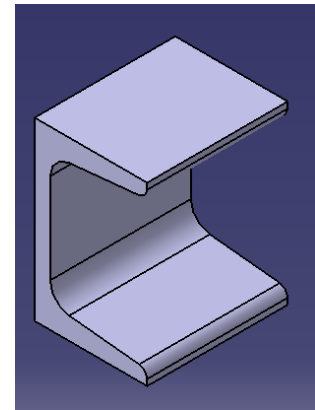
### 3. Belka cienkościenna

#### 3.1 Opis modelu

Zamiast stosować zwykłe profile hutnicze można by zastosować nowe pomysły realizowane przez pracowników zakładu Wytrzymałości Konstrukcji Politechniki Poznańskiej, dotyczące ceowych profili cienkościennych wykonanych ze stopów lekkich. Ciekawym przykładem profilu jest profil łożkowy o charakterystycznym kształcie pokazanym



poniżej. Celem tej analizy będzie sprawdzenie jak wygląda rozkład naprężeń w przekroju w odniesieniu do rozkładu naprężeń w ceowniku łożkowym. Do badań wykorzystano podobne ceowniki o tych samych wymiarach gabarytowych. Masy zostały obliczone za pomocą programu CATIA i wynoszą:



- 4,23 kg/m – masa klasycznego ceownika,
- 1,25 kg/m – masa profilu łożkowego.

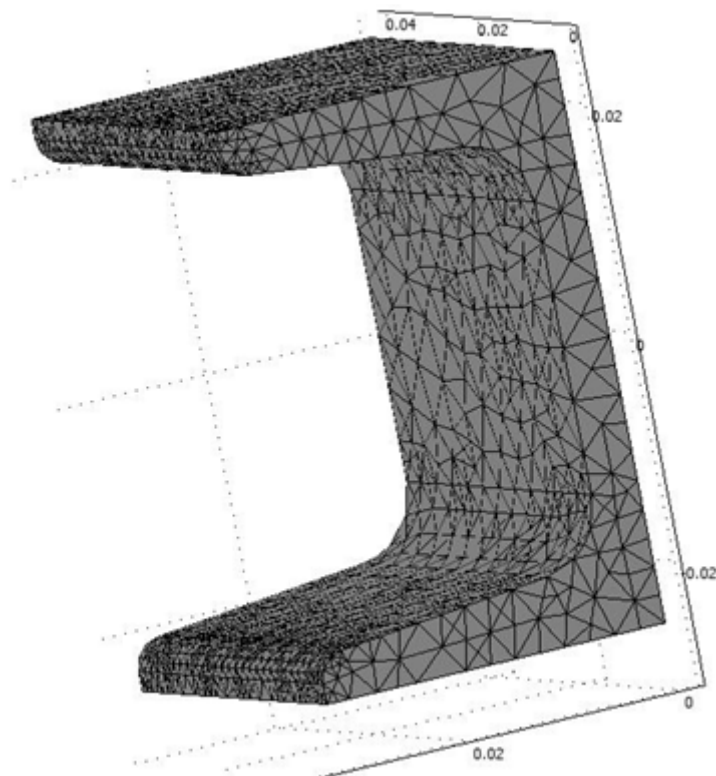
Profil ceowy klasyczny to typowy ceownik katalogowy PN-H-93400:2003 o następujących parametrach:

wyróżnik oznaczenia	wymiar					pow. przekr. [cm <sup>2</sup> ]	masa 1m [kg]	wielkości statyczne			
	s	g	t	r	r <sub>1</sub>			I <sub>x</sub>	I <sub>y</sub>	W <sub>x</sub>	W <sub>y</sub>
	mm							cm <sup>4</sup>	cm <sup>3</sup>		
ceownik 50	38	5,0	7,0	7,0	3,5	7,12	5,59	26,4	9,12	10,6	3,75

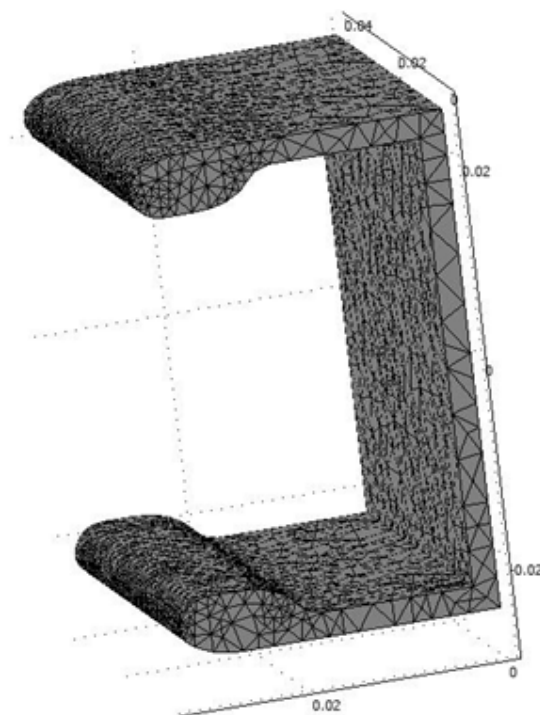
Grubość ścianki profilu cienkościennego to 2 mm w porównaniu do 5 mm w wypadku tradycyjnego profilu. Łezka ma 12 mm długości i 5 wysokości.

### 3.2 Przeprowadzona analiza

Celem przeprowadzenia analizy było sprawdzenie stosunku naprężeń maksymalnych wywołanych przyłożeniem obciążenia powierzchniowego na górną półkę płyty do masy jednostkowej profilu. Ceownik utwierdzono w płaszczyźnie równoległej przekroju głównego, na jej końcu. Model został wykonany w programie CATIA.



Rysunek 3.1 Siatka – ceownik tradycyjny – podział na 22118 elementów

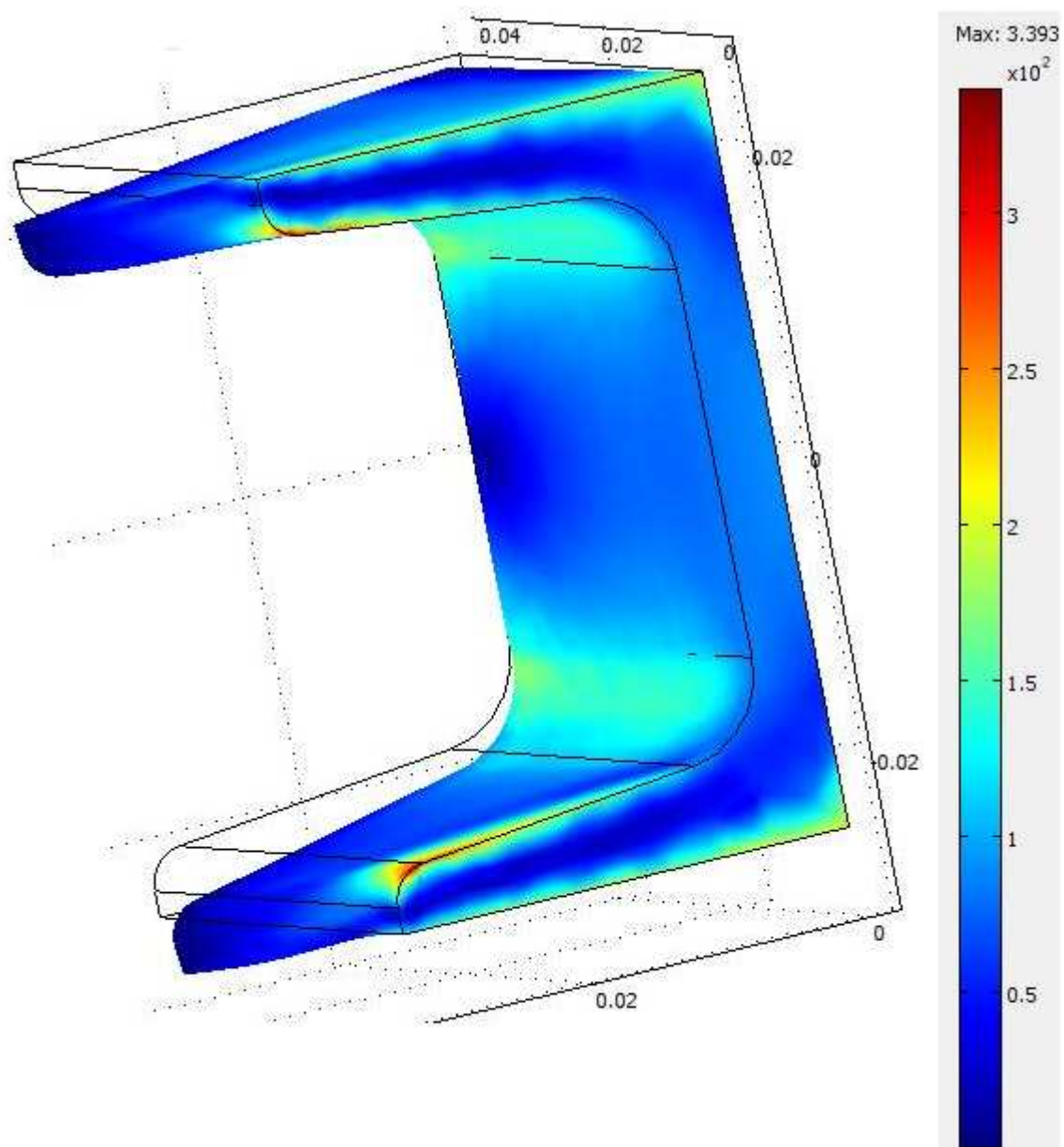


Rysunek 3.2 Siatka - ceownik cienkościenny –podział na 38372 elementy

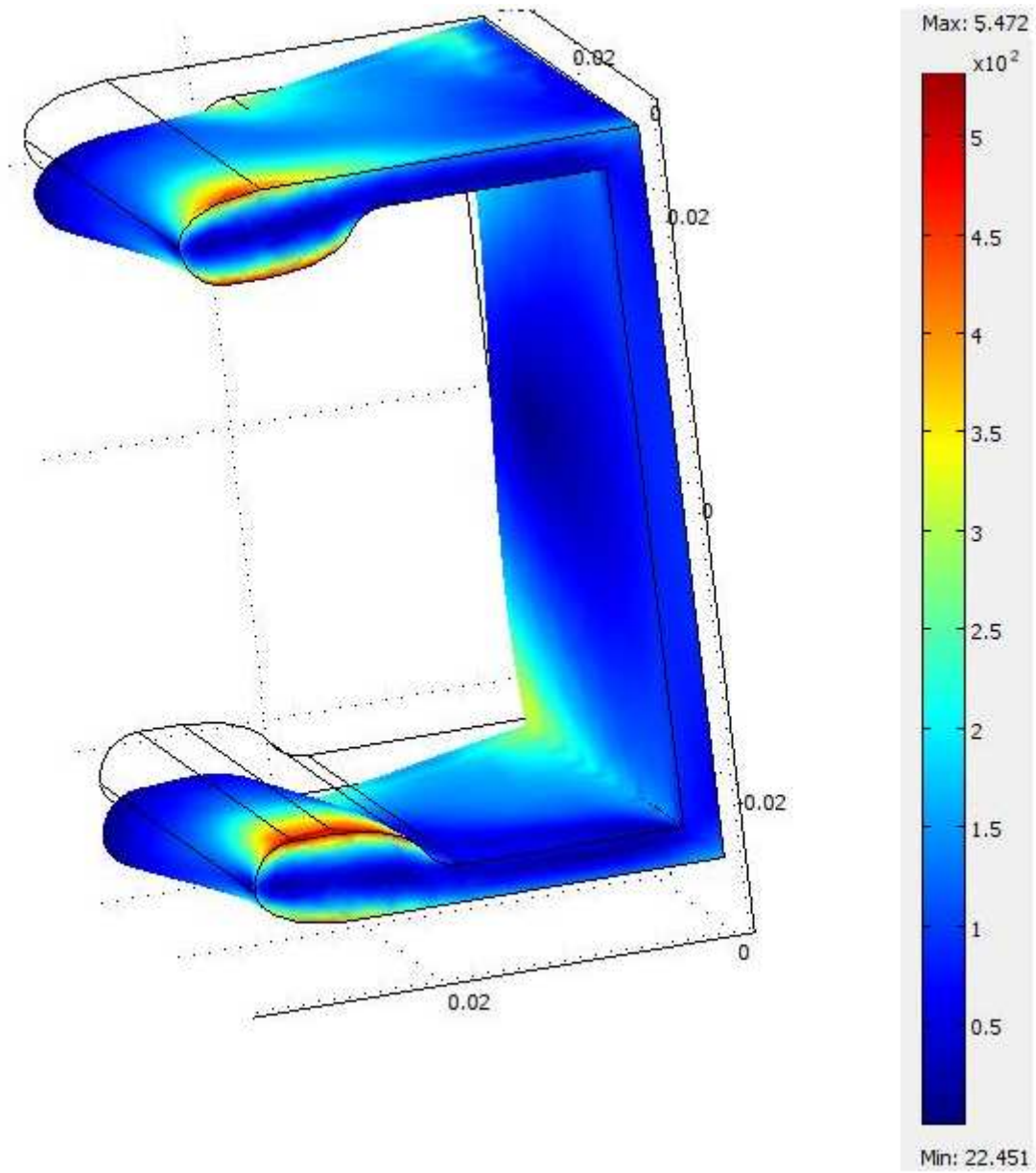
Dane:

	Ceownik tradycyjny	Ceownik cienkościenny
<b>Materiał: stal węglowa</b>	$\rho$ 7850 $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ $\nu$ 0.33 $E$ 2.0e11 Pa	
<b>Przeprowadzany rodzaj analizy</b>	Structural Mechanics: Solid, Stress-Strain – Static analysis	
<b>Przestrzeń wymiarowa</b>	3D	
<b>Liczba elementów w siatce</b>	22118	38372
<b>Wartość temperatury początkowej</b>	293,15K (20°C)	
<b>Parametry czasowe</b>	0:0,1:1	
<b>Obciążenie</b>	10 $\frac{\text{N}}{\text{m}^2}$	
<b>Użyte równanie</b>	$\rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - \nabla \cdot c \nabla u = F$	

Wyniki analizy przedstawiają poniższe zrzuty ekranowe z programu COMSOL.



Rysunek 3.3 Naprężenia w zginanym ceowniku - klasycznym



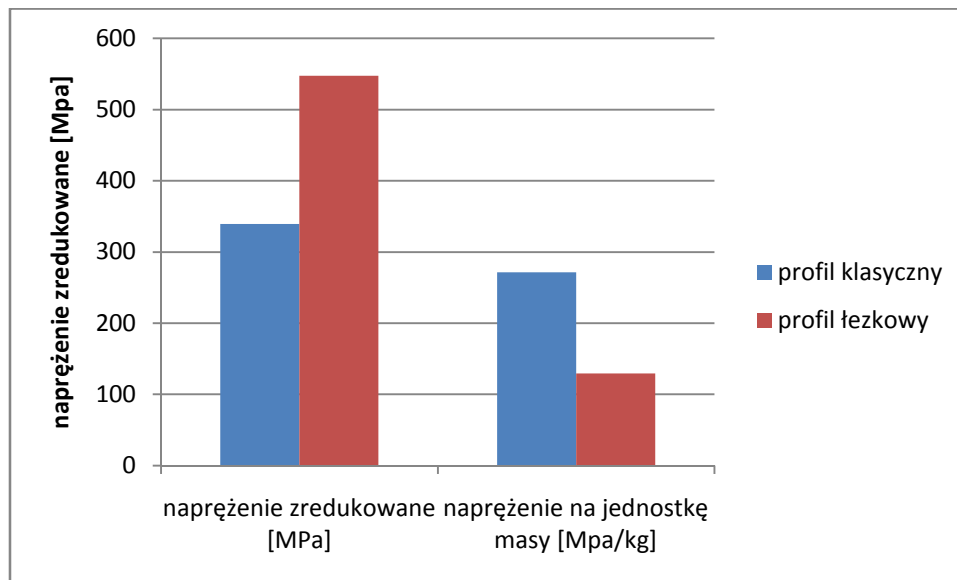
Rys. 3.4 Napężenie w zginanym profilu cienkościennym

Analiza wyników:

Jak widać z przeprowadzonych obliczeń, większe naprężenia wystąpią w profilu cienkościennym, jednakże trzeba pamiętać, że jego masa jest ponad 3 razy mniejsza od masy profilu tradycyjnego. Zatem rozpatrując stosunek naprężeń maksymalnych do masy mamy, że:

	<b>naprężenie zredukowane [MPa]</b>	<b>naprężenie na jednostkę masy [MPa/kg]</b>
<b>profil klasyczny</b>	339,3	271,44
<b>profil łezkowy</b>	547,2	129,36

Co ilustruje również poniższy wykres:



Rys. 3.5 Naprężenia zredukowane w zginanych profilach

Spostrzeżenia: Okazuje, że się że profil cienkościenny ma korzystniejszy stosunek naprężeń do masy i to prawie dwa razy lepszy niż klasyczny profil. Tam gdzie zależy nam na masie, a konstrukcja jest obciążana powierzchniowo należy stosować zamiast klasycznych profili, profile lekkie o specjalnych kształtach. Takie profile mają zastosowanie np. w przemyśle lotniczym.

## 4. Materiały pomocnicze

Strony internetowe:

1. [www.benchmark.pl](http://www.benchmark.pl)
2. [www.i-slownik.pl](http://www.i-slownik.pl)
3. [www.pclab.pl](http://www.pclab.pl)
4. [www.proline.pl](http://www.proline.pl)
5. [www.samoloty.pl](http://www.samoloty.pl)