

Nowoczesne technologie materiałowe stosowane w przemyśle lotniczym

Modern material technologies in aerospace industry

Materiały inteligentne - oraz bazujące na nich systemy zespolone (ang. smart embedded systems) do zastosowania w lotnictwie

Smart embedded systems based on intelligent materials

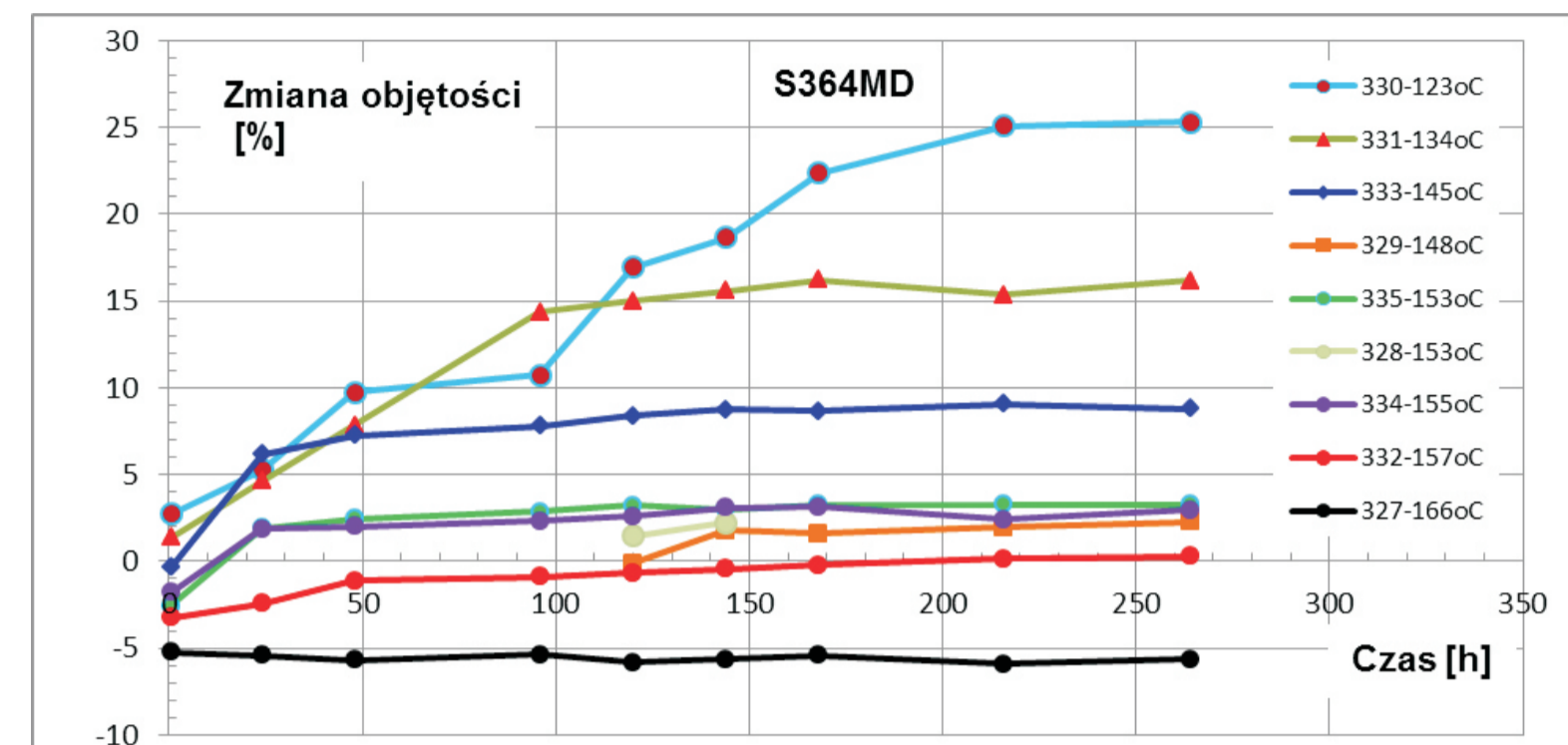
Instytut Podstawowych Problemów Techniki Polskiej Akademii Nauk, Instytut Maszyn Przepływowych Polskiej Akademii Nauk
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Instytut Lotnictwa w Warszawie, Politechnika Rzeszowska, Politechnika Lubelska, Politechnika Warszawska

Wyniki badań Results

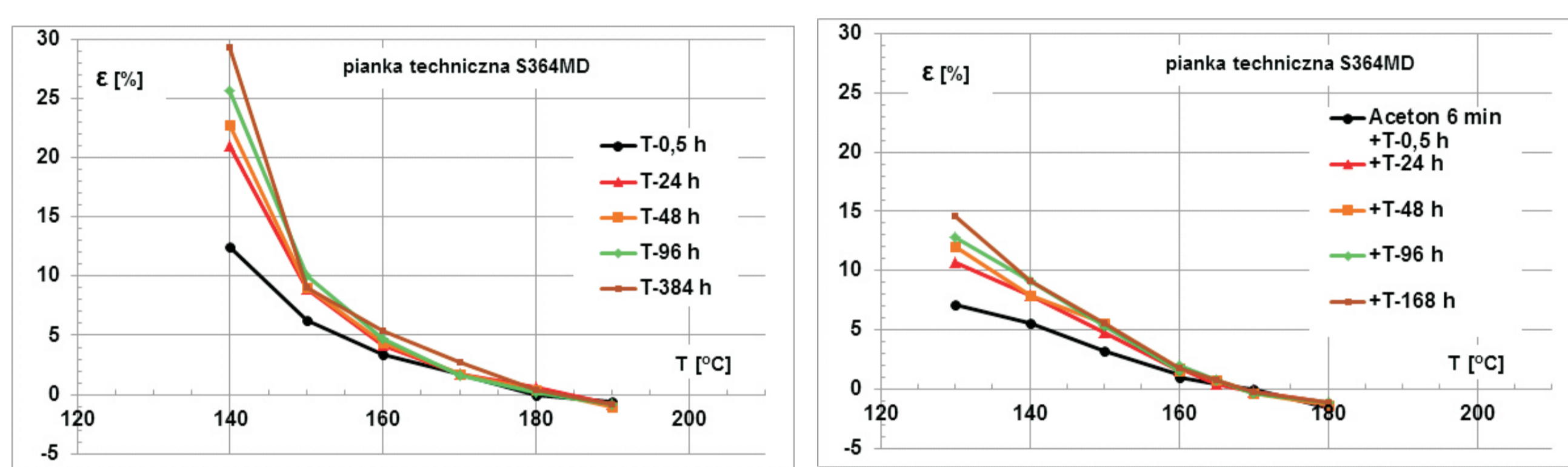
Badania parametrów procesu wytwarzania pianek auksetycznych

Tests of manufacturing process parameters of auxetic polyurethane foams

Określanie temperatury wygrzewania - Defining the setting temperature

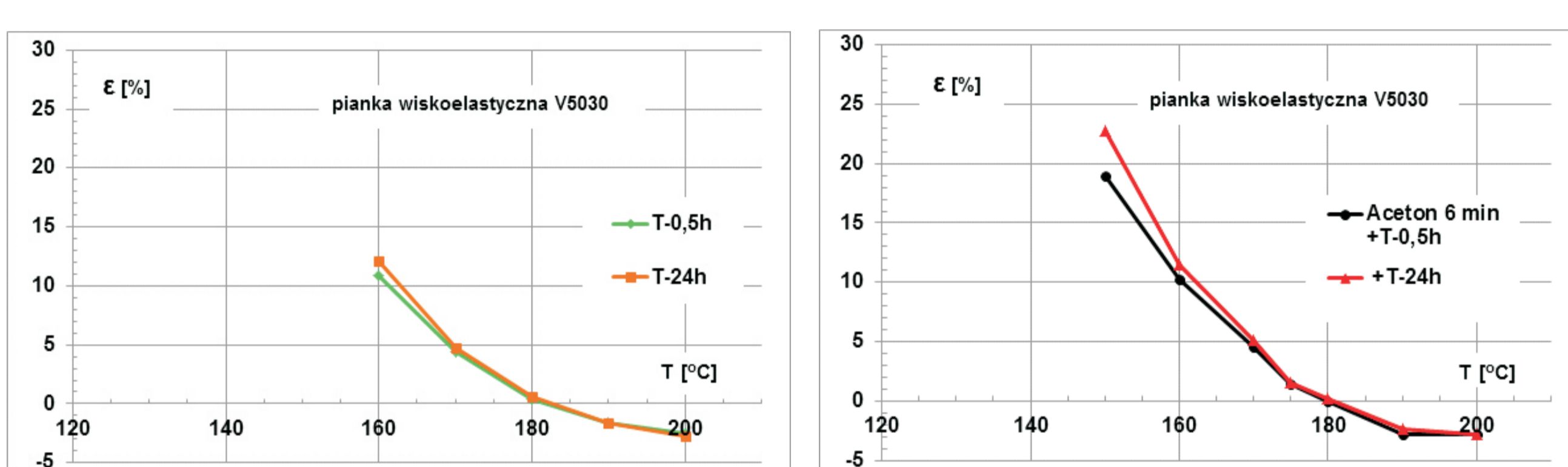


Rys. 1. Procentowa zmiana objętości pianek w czasie po wygrzewaniu w różnych temperaturach
Fig. 1. Percentage change of volume in time for foams treated with different temperature



Rys. 2. Zależność odkształcenia od temperatury i czasu próbek pianki S364MD po wyjęciu z formy po wygrzewaniu
Fig. 2. Dependence between strain, temperature and time for S364MD foams after heating in the mould

Rys. 3. Zależność odkształcenia od temperatury i czasu próbek pianki S364MD po wyjęciu z formy po wygrzewaniu i wcześniejszym moczeniu w acetonie
Fig. 3. Dependence between strain, temperature and time for S364MD foams after heating in the mould and exposing to acetone

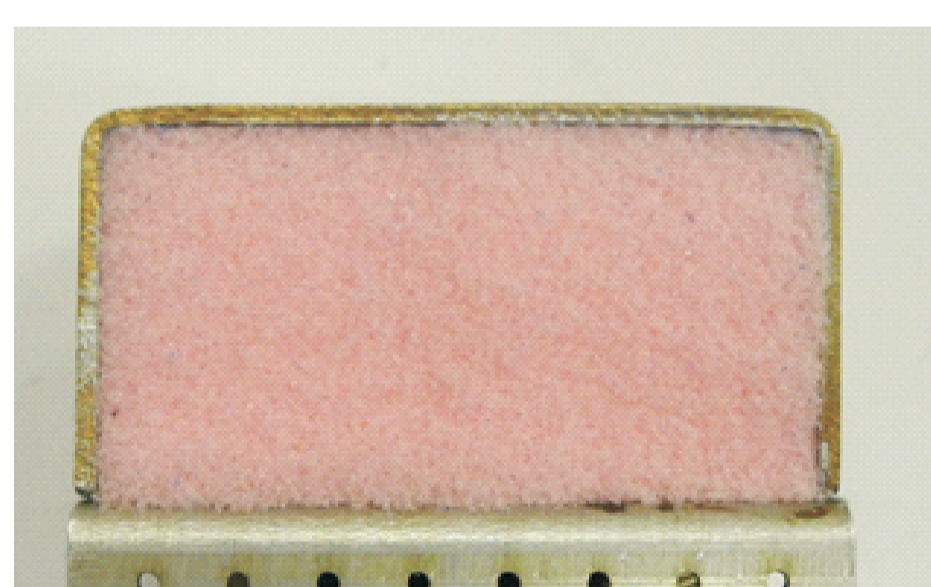


Rys. 4. Zależność odkształcenia od temperatury i czasu próbek pianki V5030 po wyjęciu z formy po wygrzewaniu
Fig. 4. Dependence between strain, temperature and time for V5030 foams after heating in the mould

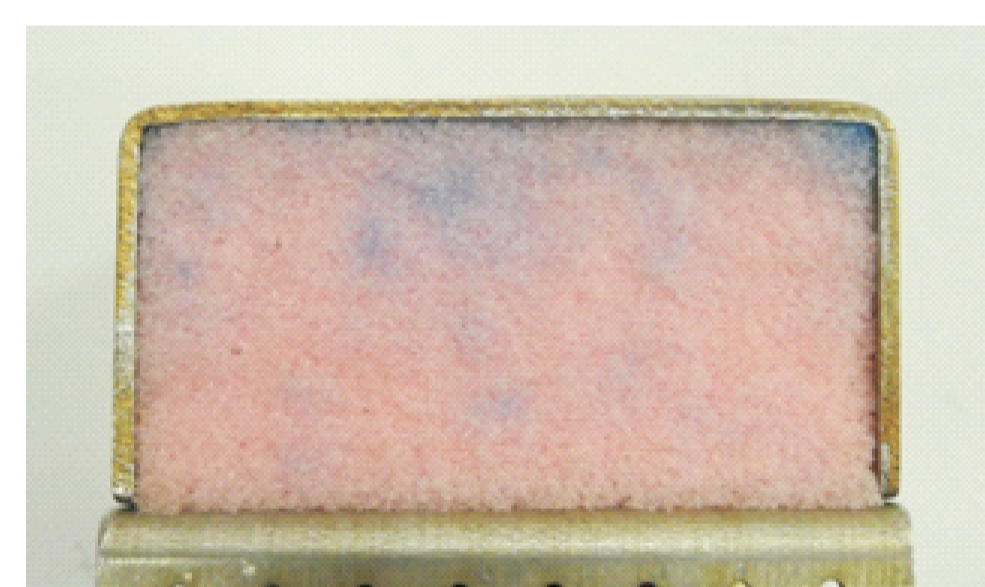
Rys. 5. Zależność odkształcenia od temperatury i czasu próbek pianki V5030 po wyjęciu z formy po wygrzewaniu i wcześniejszym moczeniu w acetonie
Fig. 5. Dependence between strain, temperature and time for V5030 foams after heating in the mould and exposing to acetone

Wpływ czasu wytrzymywania pianki V5030 w acetonie

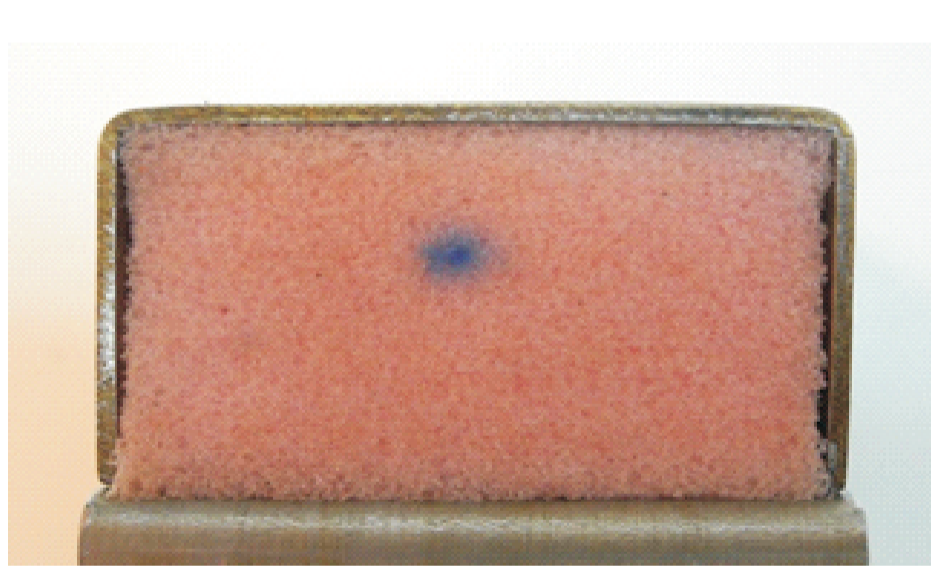
Influence of acetone exposure time on the V5030 viscoelastic foam



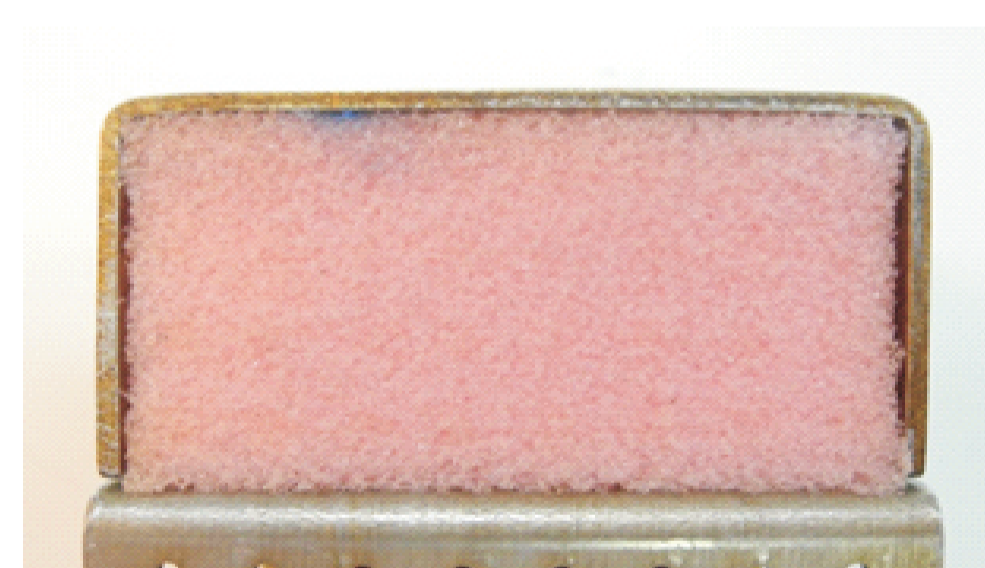
Rys. 6. Pianka po czasie t=0 min
Fig. 6. Foam after t=0 min



Rys. 7. Pianka po czasie t=2 min
Fig. 7. Foam after t=2 min



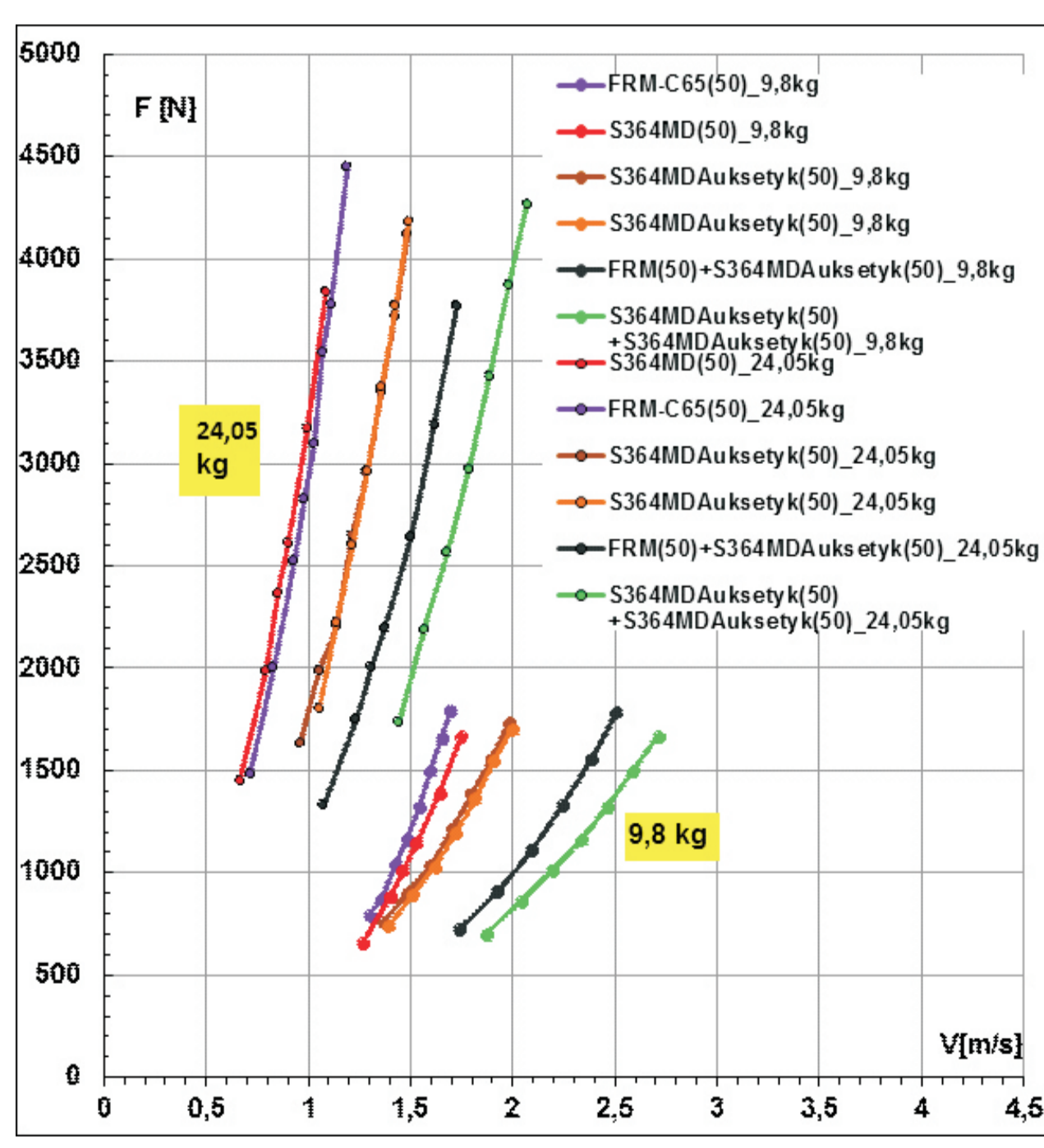
Rys. 8. Pianka po czasie t=6 min
Fig. 8. Foam after t=6 min



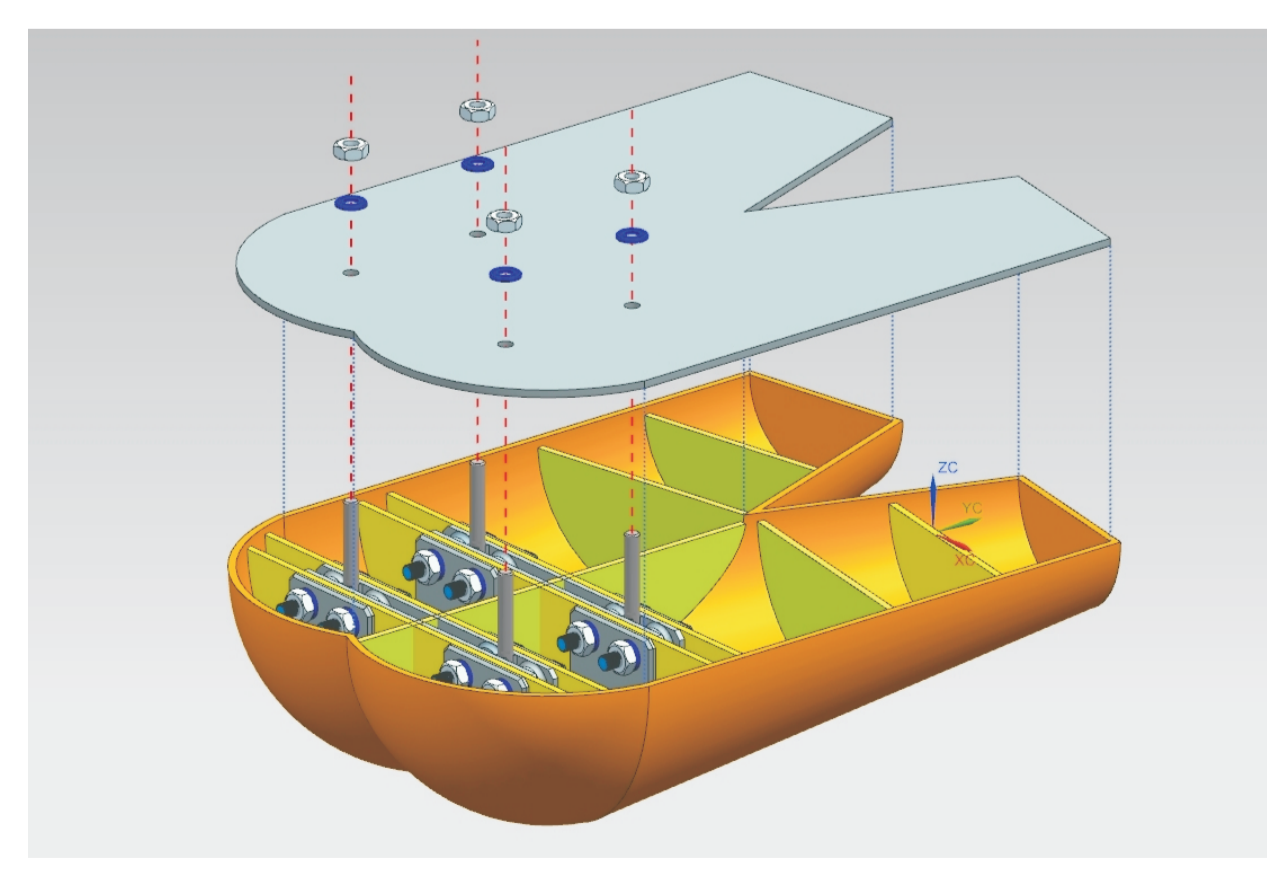
Rys. 9. Pianka po czasie t=20 min
Fig. 9. Foam after t=20 min

Badania dynamiczne kształtek 150x150 mm o grubości 50 i 100 mm na aparacie zrzutowym (w firmie Adaptronica Sp. z o.o.)

Dynamic tests of 150x150 mm foams with 50 and 100 mm thickness using drop stand (at Adaptronica Ltd.)



Rys. 10. Zależność siły maksymalnej od prędkości maksymalnej w funkcji masy obciążnika dla kształtek z pianki FRM-C65, S364MD i pianki auksetycznej S364MD
Fig. 10. Dependence between maximum force from the maximum velocity as a function of impactor mass for conventional FRM-C65, S364MD and auxetic S364MD foams



Rys. 11. Projekt anatomicznego wgnębnika typu RCLI (Rigid Cushion Leading Indenter) do przyszłych testów (wyk. Patryk Kruszewski)
Fig. 11. RCLI (Rigid Cushion Leading Indenter) design for future drop tests (executor Patryk Kruszewski)

Przykłady zastosowania w lotnictwie

Examples of application in aviation

Przygotowanie wielowarstwowego siedziska - Preparation of a multilayer seat cushion



Rys. 12. Warstwa auksetyczna utworzona z 12 kształtek
Fig. 12. Auxetic layer composed of 12 foam specimens



Rys. 13. Gotowy wkład z górną warstwą wiskoelastyczną
Fig. 13. Complete cushion with top viscoelastic layer

Przygotowanie wielowarstwowego siedziska - Preparation of a multilayer seat cushion



Rys. 14. Anatomiczny wgnębnik zgodnie z normą
Fig. 14. Anatomical human indenter from standard



Rys. 15. Wgnębnik zainstalowany na siedzisku pilota
Fig. 15. Indenter installed in the pilot seat

Przygotowanie testu - Test preparation

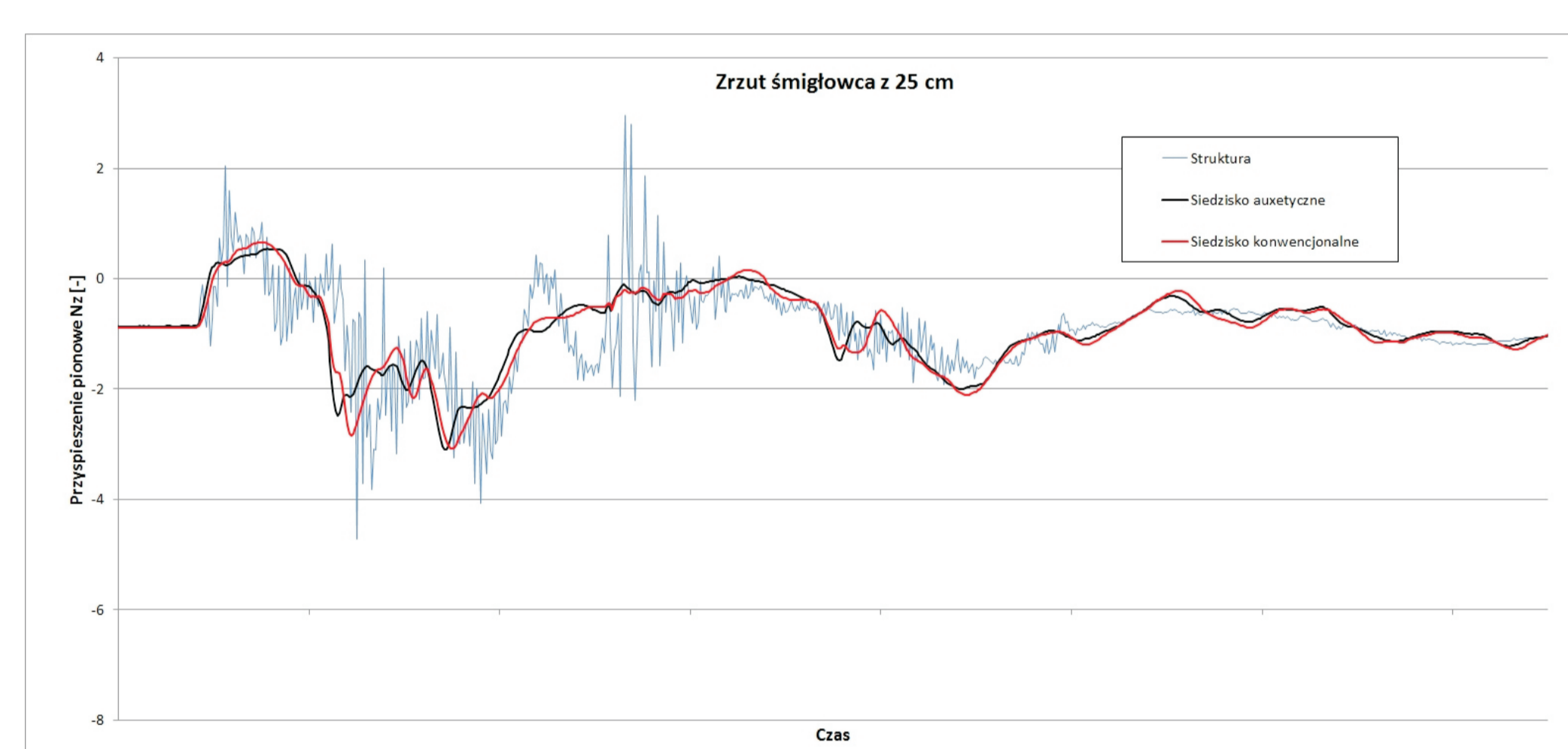


Rys. 16. Ogólny widok śmigłowca w trakcie testu
Fig. 16. General view of the helicopter during the test

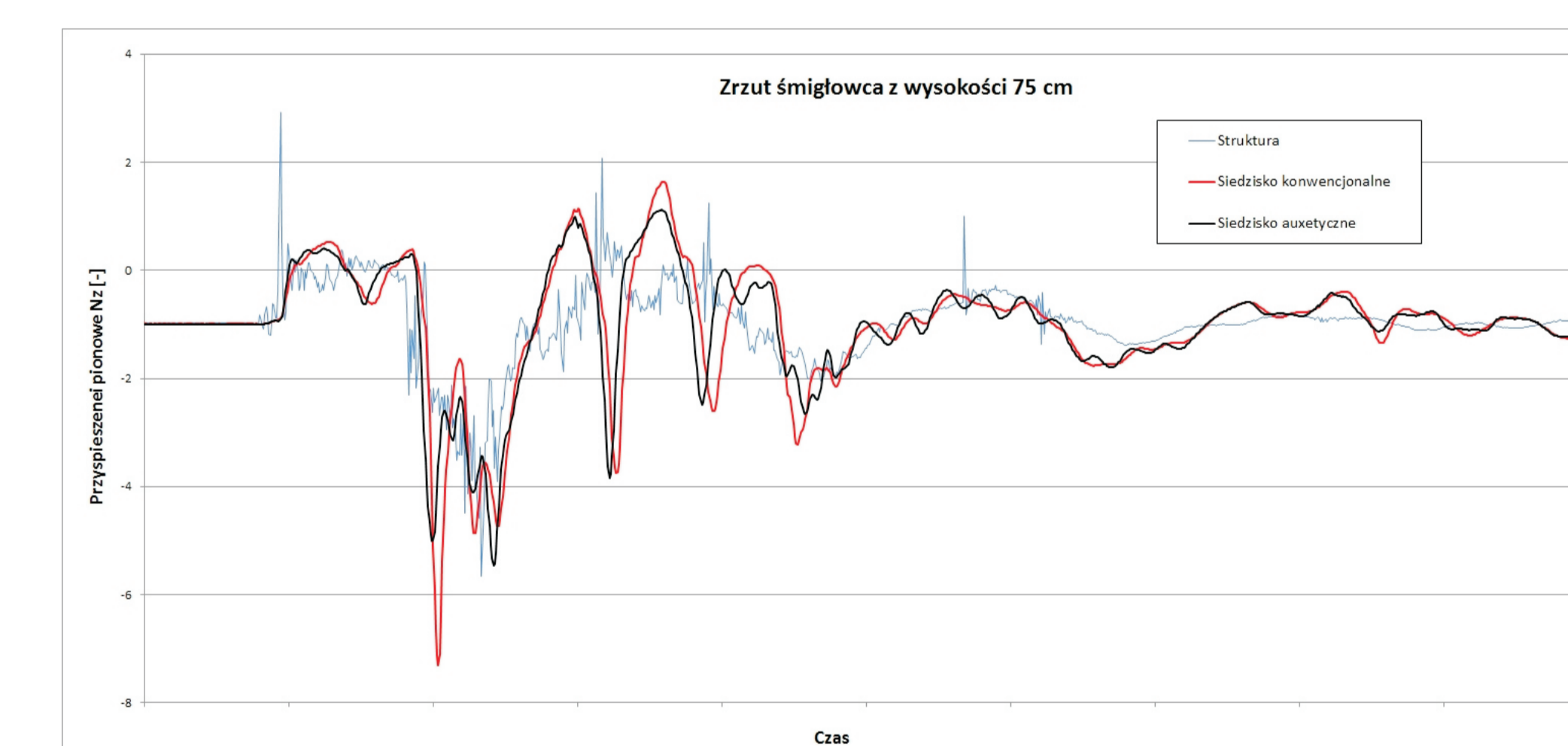


Rys. 17. Wgnębniki zamontowane na fotelach pilotów
Fig. 17. Indenters installed on the pilot seats

Wyniki testu - Test results



Rys. 18. Wyniki pomiarów przyspieszeń dla zrzutu śmigłowca z wysokości 25 cm
Fig. 18. Acceleration measurements results for the 25 cm drop test



Rys. 19. Wyniki pomiarów przyspieszeń dla zrzutu śmigłowca z wysokości 75 cm
Fig. 19. Acceleration measurements results for the 75 cm drop test

Wnioski

Conclusions

- Zbadano zmiany odkształcenia pianek w funkcji temperatury wygrzewania w celu ustalenia temperatury mięknienia,
- Badania termiczne pianek pozwoliły na określenie temperatury wygrzewania pianki S364 MD na poziomie 155°C i pianki V5030 na poziomie 160°C,
- Pokazano mechanizm tworzenia się struktury auksetycznej w wyniku oddziaływania czynnika zmiękczającego piankę,
- Wykonano porównawcze badania zrzutowe dla konwencjonalnych pianek FRM-C65 i S364MD oraz pianki auksetycznej S364MD.
- Wykorzystano zrzut śmigłowca Mi-8 w projekcie ASTYANAX (EDA) do badania dynamicznego siedzisk z pianek konwencjonalnych i auksetycznych. Zamontowanie czujników przyspieszenia na anatomicznych wgnębnikach oraz podłodze w obszarze kabiny pilotów śmigłowca Mi-8 pozwoliło na porównanie wartości przyspieszeń oddziałujących na pilotów podczas twardych lądowań. Wstępne wyniki wskazują, że przyspieszenia zmierzone dla siedziska z warstwą auksetyczną, zarówno dla zrzutu z 25 jak i 75 cm, wykazują mniejsze amplitudy.

- Change of foam strain in time for different setting temperatures was tested in order to determine the softening temperature,
- Thermal tests of the foams allowed to determine the softening temperature of S364 MD foam to 155°C and the V5030 to 160°C,
- The mechanism of creating the auxetic structure due to influence of softening agent was shown,
- Comparison drop tests of conventional FRM-C65 and S364MD as well as auxetic S364MD were performed.
- The drop test of the Mi-8 helicopter within ASTYANAX (EDA) project was used for dynamic verification of conventional and auxetic seats. Installation of accelerometers on the indenters as well as on the helicopter structure in the cabin allowed to compare values of acceleration exerted on the pilots during harsh landing. Initial results show, that the obtained values for auxetic seat for both 25 and 75 cm drop level show noticeably smaller amplitudes.

Wyniki badań

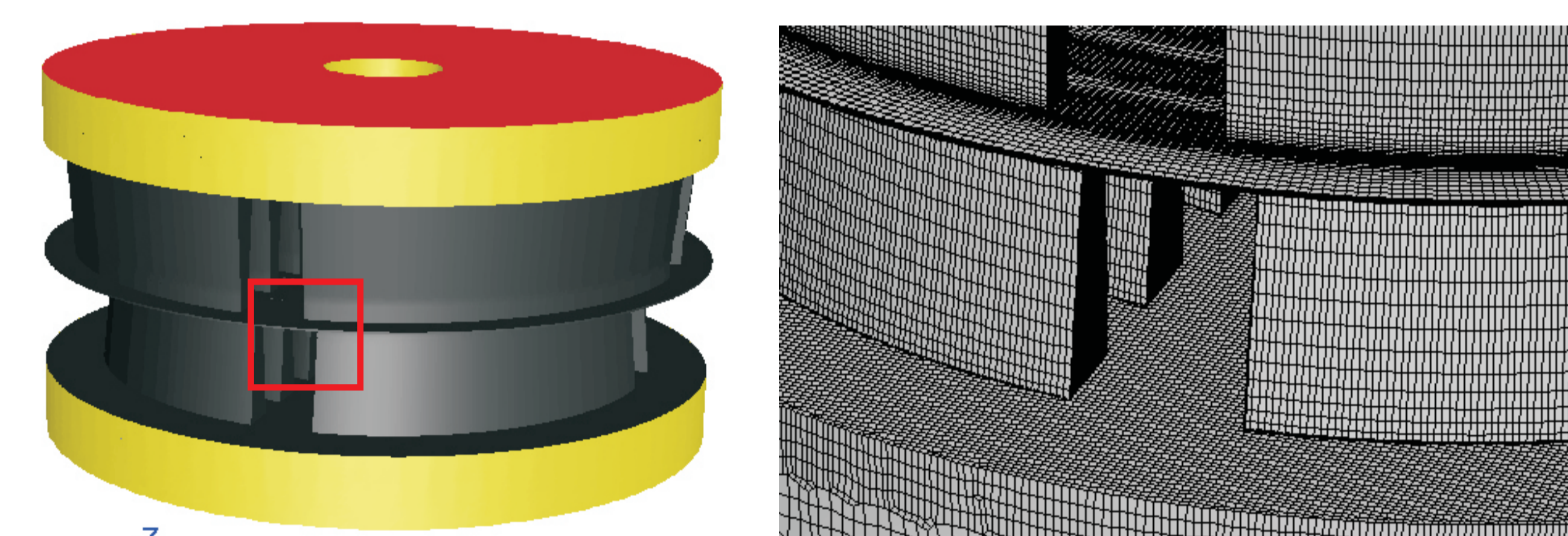
Results

Numeryczna analiza przepływu w zaworze płytkowym

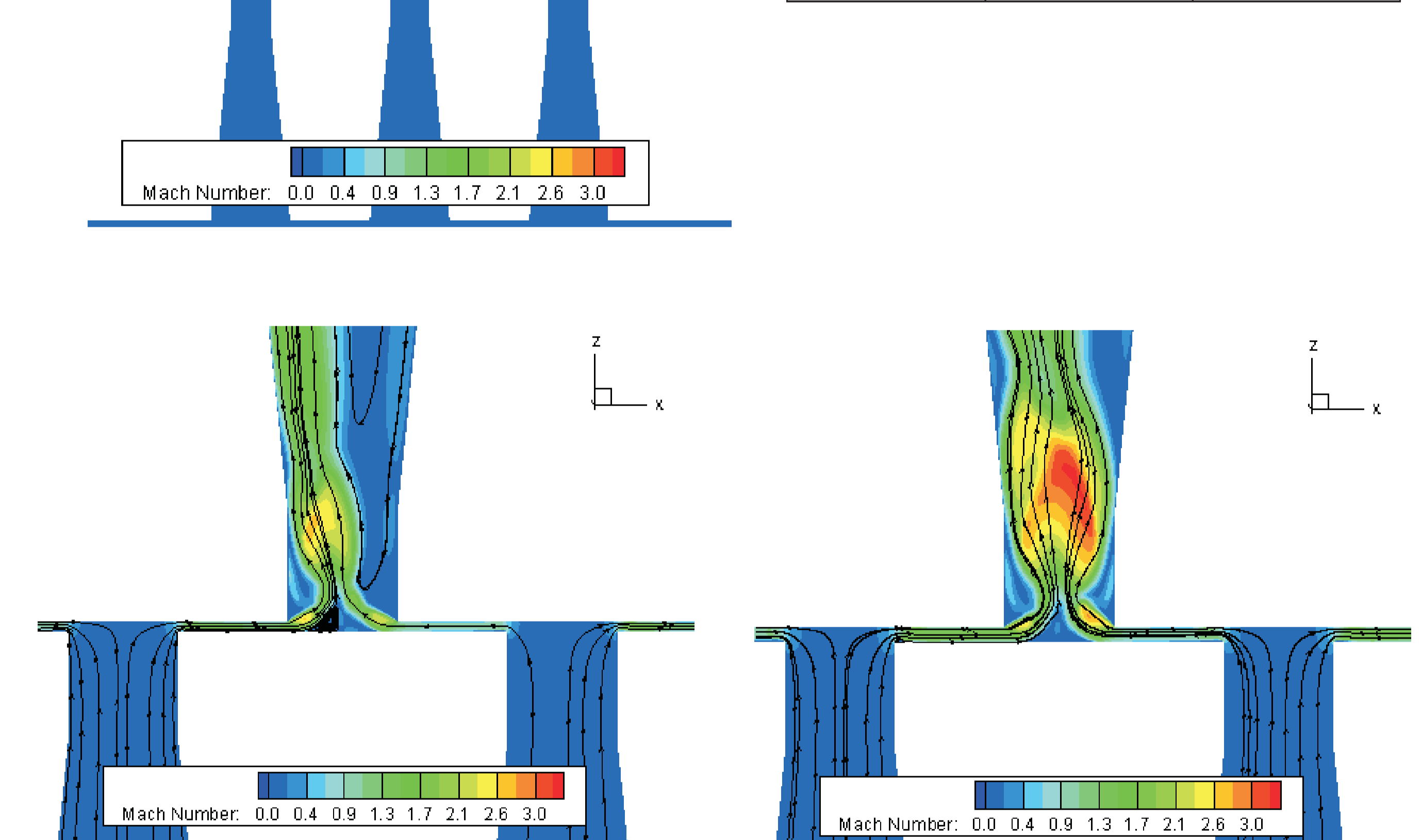
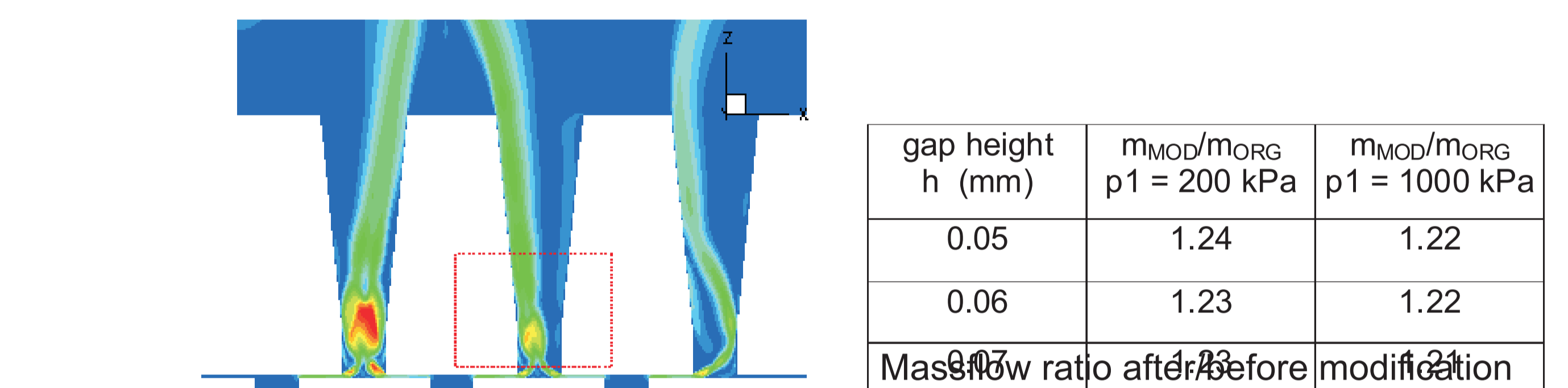
Numerical analysis of flow in valve

Zasadniczym celem analizy przepływu w obszarze zaworu była ocena nierównomierności parametrów przepływu w szczelinie między płytkami zaworowymi. Obliczenia wykonano programem Ansys/Fluent14, natomiast siatka obliczeniowa przygotowano w programie Hexpress/Numeca. Na rys. 1 przedstawiono geometrię obszaru obliczeniowego dla zaworu płytkowego po modyfikacji, a także zamieszczono fragment siatki obliczeniowej prezentujący obszar szczeliny i otworów. W pierwszym przypadku po modyfikacji zastosowano otwory obwodowe o przekroju prostokątnym. Na rys. 2 i 3 pokazano liczbę Macha w połowie wysokości szczeliny pomiędzy płytkami dla przypadków przed (ORG) i po modyfikacji (MOD). Wyniki wskazują na istnienie lokalnie naddźwiękowych prędkości przepływu.

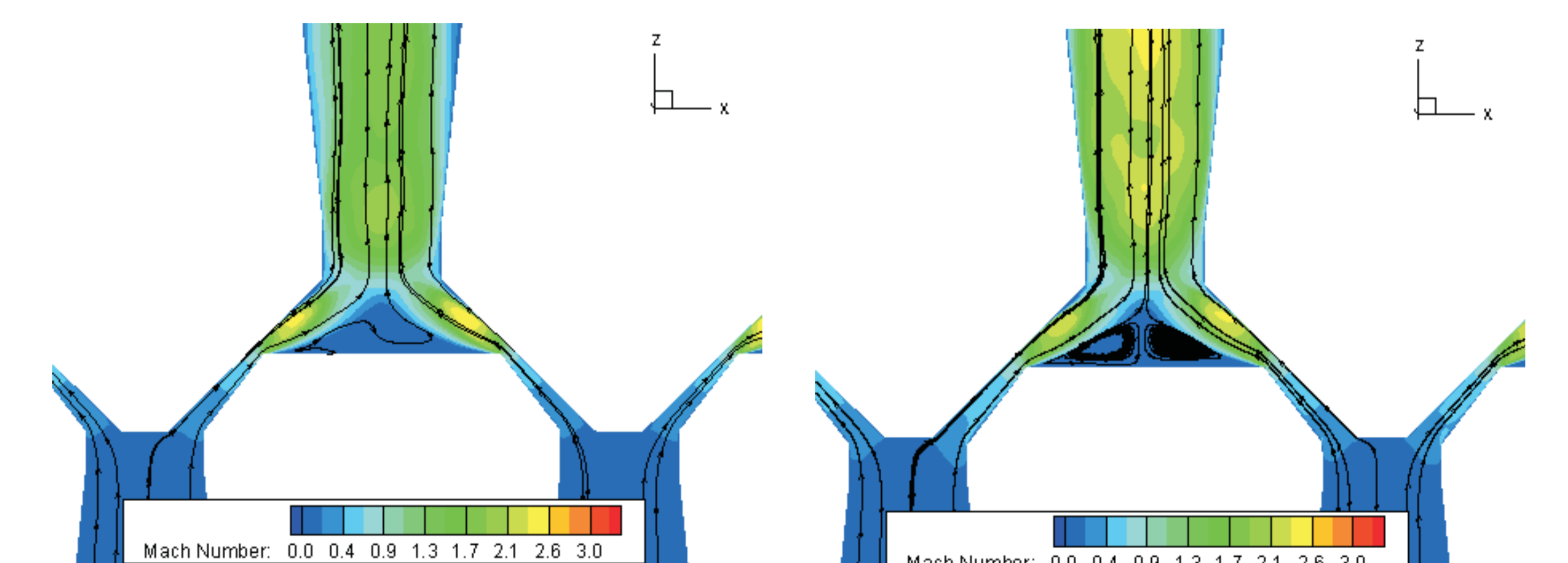
The main objective of the numerical simulations was the assessment of the flow parameters non-uniformity in the gap between the plates of the valve. The simulations were carried out by means of Ansys/Fluent14 and the mesh was generated with Hexpress/Numeca. Computational domain for the valve after modification and the mesh details close to the gap between plates and holes are shown in Fig. 1. Mach number at midplane in the gap between plates is presented in Fig. 2-3. Results for the configurations before (ORG) and after (MOD) modifications are shown. In both cases flow is locally transonic.



Rys. 1. Widok obszaru obliczeniowego oraz siatki obliczeniowej zaworu
Fig. 1. View of computational domain and mesh of valve



Rys. 2. Liczba Macha w szczelinie przed modyfikacją - ORG (h=0.05 mm - po lewej, h=0.07mm - po prawej)
Fig. 2. Mach number in the gap before modification - ORG (h=0.05 mm - left, h=0.07mm - right)



Rys. 3. Liczba Macha w szczelinie po modyfikacji - MOD (h=0.05 mm - po lewej, h=0.07mm - po prawej)
Fig. 3. Mach number in the gap after modification - MOD (h=0.05 mm - left, h=0.07mm - right)

Wnioski

Conclusions

Zastosowanie zmodyfikowanej geometrii wpływa na wzrost równomierności przepływu w obszarze szczeliny, co pozytywnie wpływa na charakterystykę zaworu. W tabeli zamieszczono stosunek masowego natężenia wyznaczonego dla przypadku MOD i ORG. Wyniki obliczeń wskazują na wzrost wartości o ponad 20%. Kontynuacja prac i dalsza modyfikacja geometrii może dodatkowo wpłynąć na poprawę charakterystyki zaworu i zwiększenie realizowanego masowego natężenia przepływu.

In case of modified geometry, higher uniformity of flow distribution is shown in circumferential grooves. It influences on increased mass flow rate and improvement of valve performance. Massflow ratio for the both cases (ORG and MOD) is shown in table. One can notice that modification can improve massflow ratio ~20%. Further modifications of geometry will be investigated in order to obtain further increase of flow uniformity.

Wskaźniki realizacji celów projektu

Indicators of the project

Zgłoszenie patentowe Nr P.407062: "Sposób wyznaczania współczynnika Poissona pianki auksetycznej, zwłaszcza gradialnej".