

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

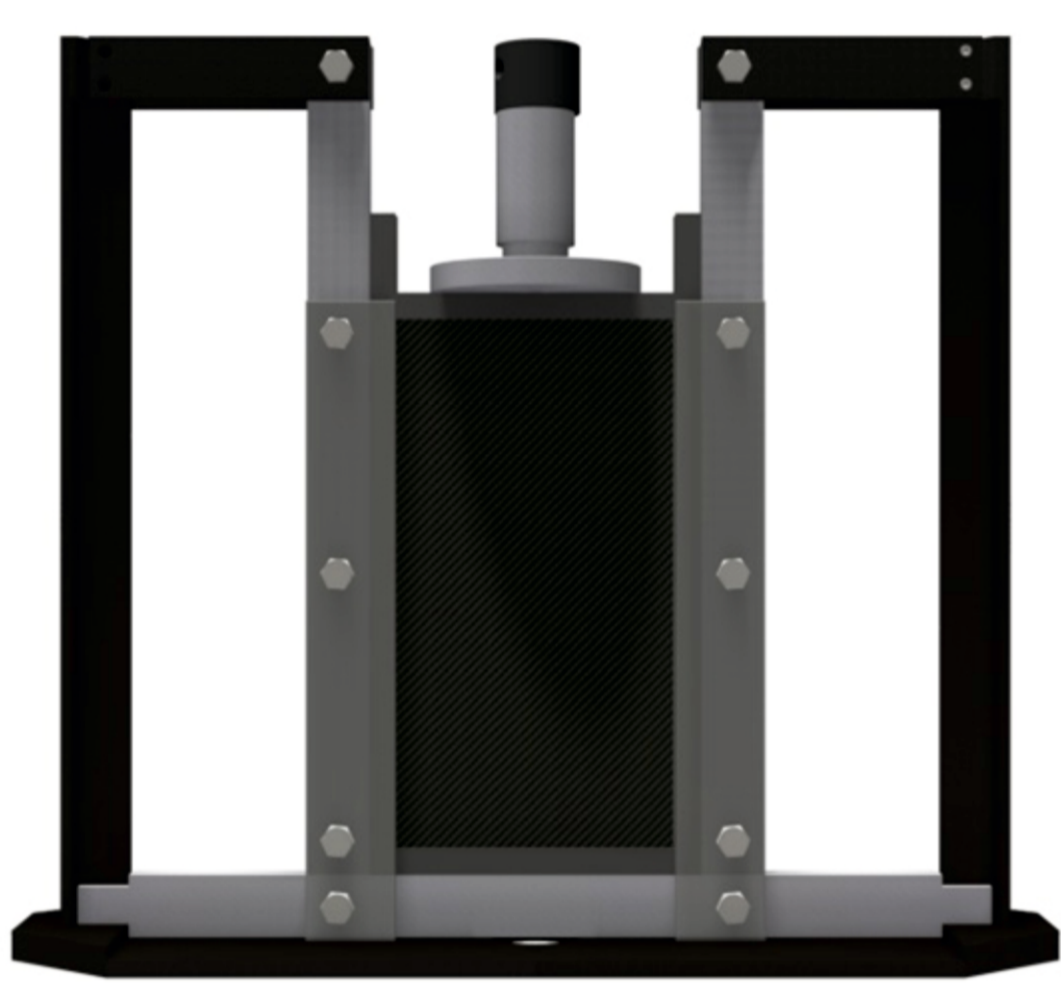
Wyniki badań Results

Przedmiot badań stanowiła analiza eksperymentalna zjawiska utraty stateczności kompozytowych przekładkowych płyt prostokątnych poddanych ścisnaniu. Zakres badań obejmował określenie wielkości obciążeń krytycznych powodujących wyboeczenie płyt, wartości obciążenia niszczonego strukturę oraz rejestrację ścieżki równowagi w zakresie deformacji pokrywających. W trakcie badań doświadczalnych dokonywano również rejestracji pola przemieszczeń na powierzchni zewnętrznej płyty za pomocą optycznego skanera ARAMIS wykorzystującego metodę trójwymiarowej cyfrowej korelacji obrazu. Przebadano trzy rodzaje płyt o różnej kierunkowości tkanin kompozytowych oraz o zróżnicowanych wymiarach geometrycznych.

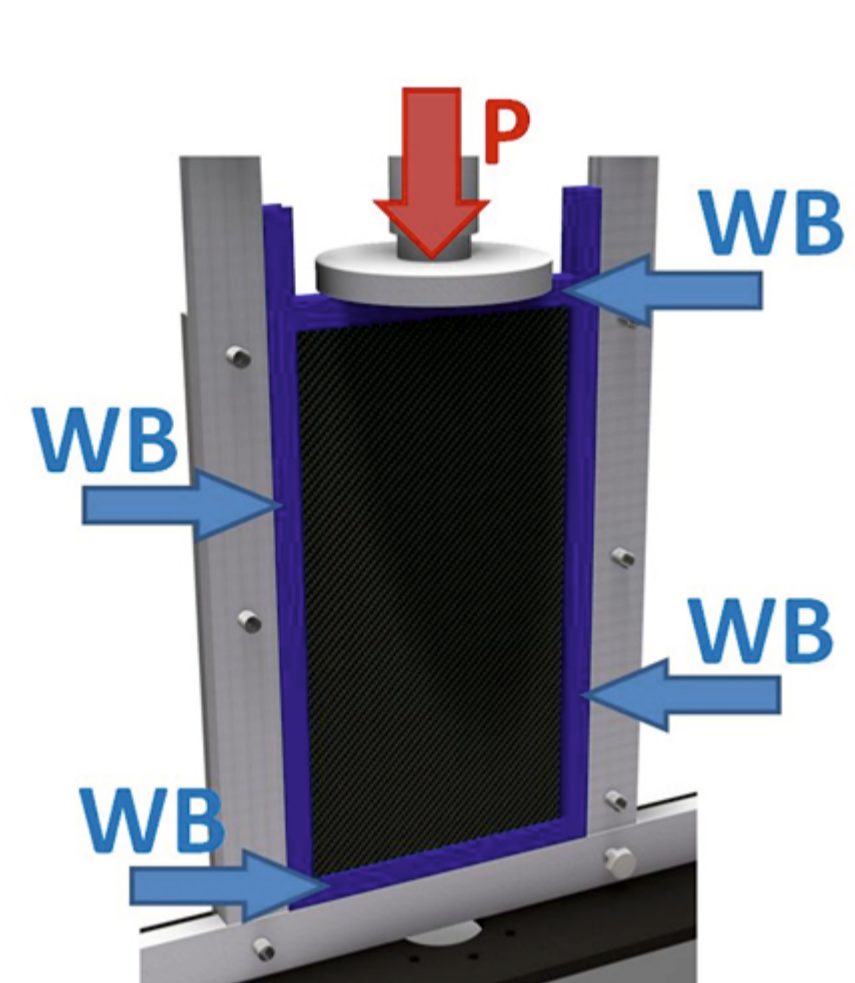
Target of studies was experimental analysis of buckling phenomena observed during compression of composite sandwich plates. Main scopes of investigations were determining the magnitude of critical buckling force, failure force and recording of equilibrium path in postbuckling state. ARAMIS scanner was used to displacements field measurements

Stanowisko doświadczalne

Na potrzeby badań zaprojektowano i wykonano stanowisko eksperymentalne w postaci sztywnej stalowej ramy służące do mocowania badanych płyt (rys. 1).

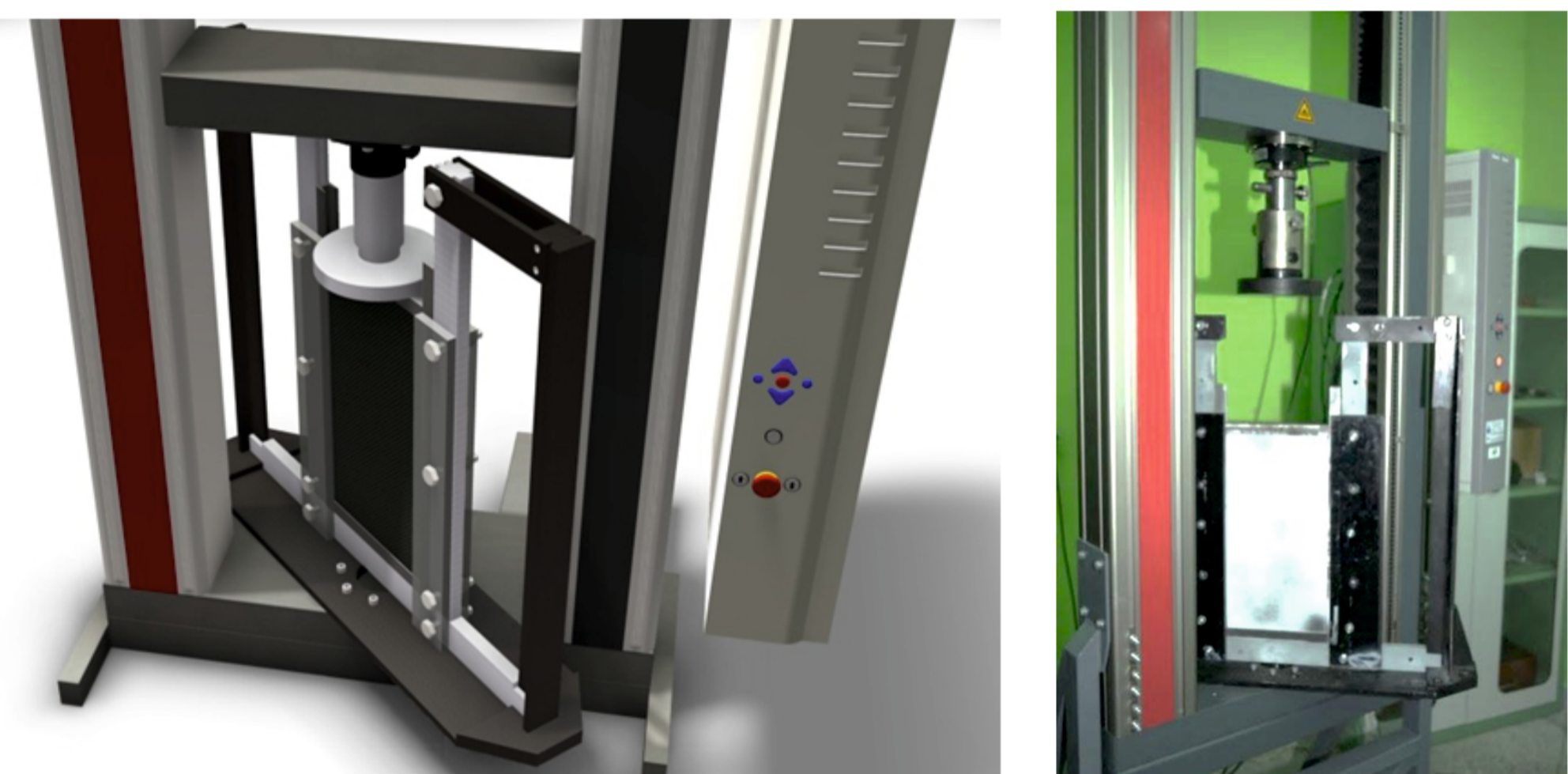


Rys. 1. Model CAD stanowiska eksperymentalnego
Fig. 1. CAD model of test stand



Rys. 2. Warunki brzegowe oraz sposób wprowadzania sił na strukturę na tile modelu
Fig. 2. Boundary conditions and loading

Badane płyty zespalano z ramą za pomocą gumy silikonowej, modelując warunki brzegowe odpowiadające utwierdzeniu płyty na wszystkich czterech krawędziach (rys. 2). Obciążenie płyty siłą ścisnąjącą realizowano z wykorzystaniem układu siłowego maszyny wytrzymałościowej ZWICK Z050 (rys. 2, 3). Zastosowanie sztywnej płyty dociskowej zapewniło równomierny rozkład obciążenia na górnej krawędzi płyty.



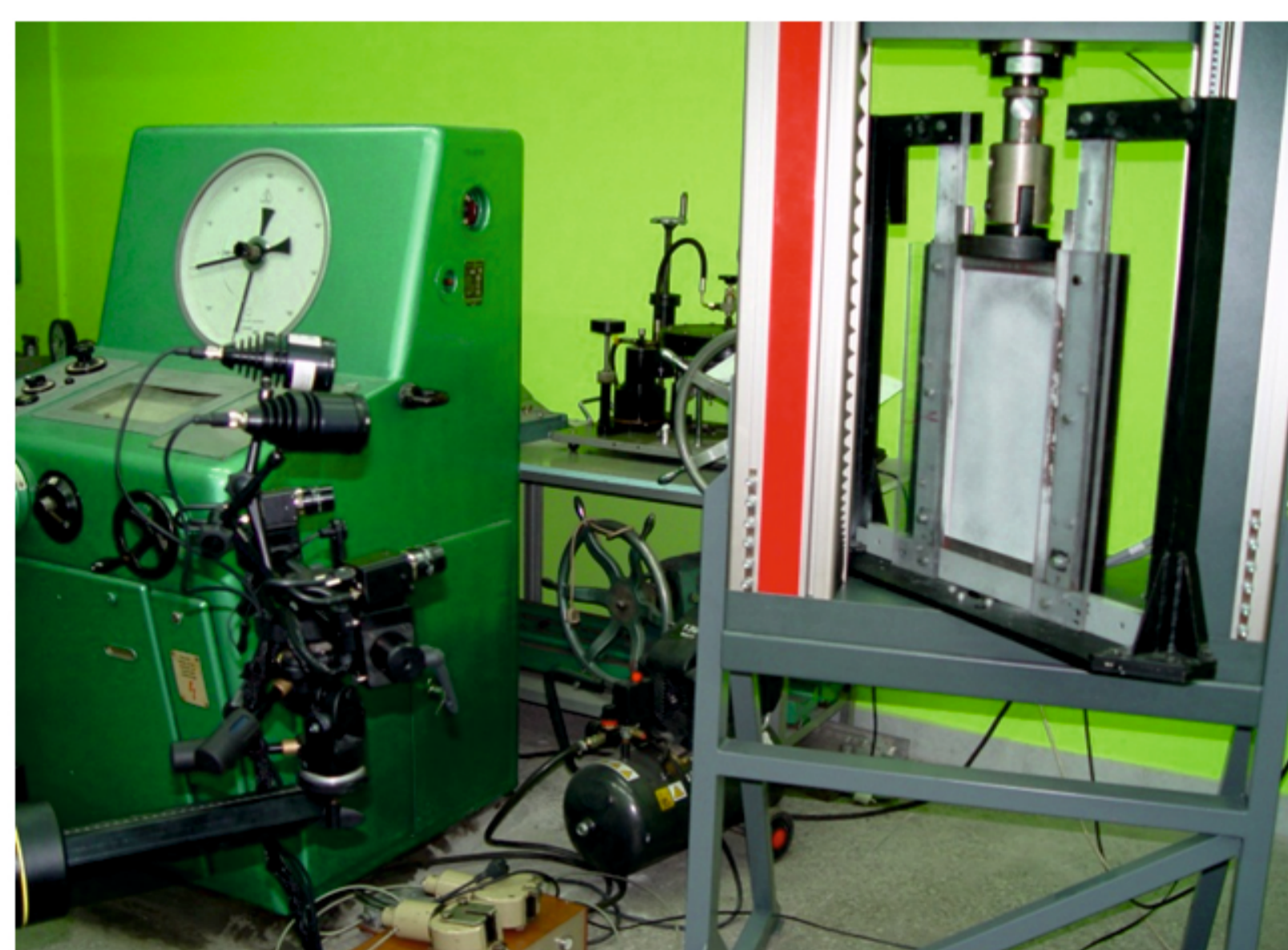
Rys. 3. Pozycja stanowiska badawczego w przestrzeni pomiarowej maszyny wytrzymałościowej ZWICK Z050 - reprezentacja CAD oraz układ rzeczywisty
Fig. 3. Position of test stand in Zwick's Z050 machine working area - CAD model and real set

Wykorzystana w czasie badań uniwersalna maszyna wytrzymałościowa ZWICK Z050 zapewnia możliwość sterowania poziomem siły obciążającej. W trakcie eksperymentów założono stały przyrost wielkości siły w czasie, wynoszący 50 N/s. Maszyna wyposażona jest w siłomierzową głowicę pomiaru siły o nominalnej wielkości 50 kN, z możliwością rejestracji poziomu siły dokładnością wynoszącą 0,12% obciążenia nominalnego.

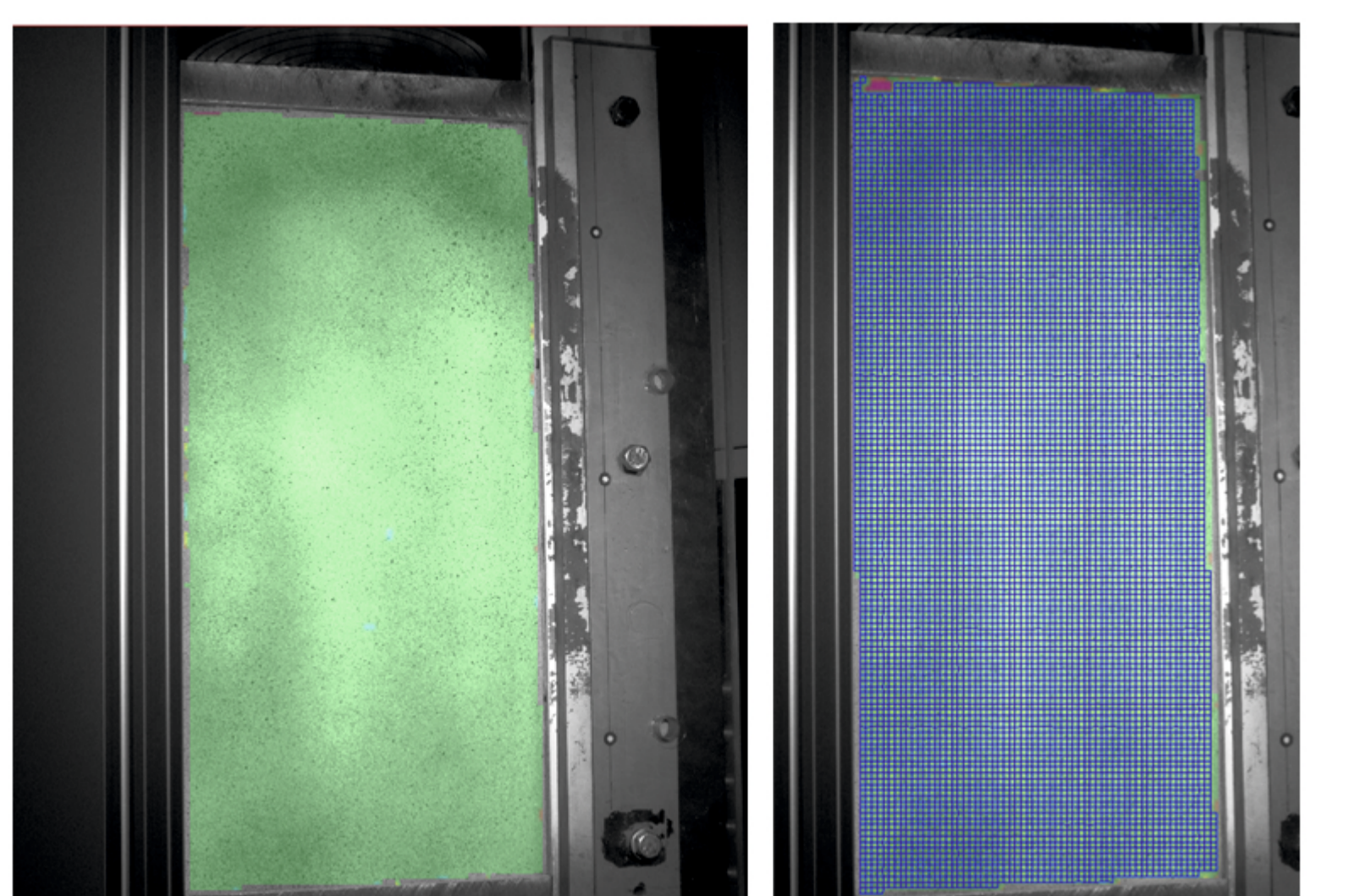
Metodyka pomiarów pola przemieszczeń - metoda cyfrowej korelacji obrazu

Zjawiska towarzyszące utracie stateczności mają charakter polowy i obejmują deformację całej powierzchni badanej struktury. W związku z czym, do pełnego poznania przebiegu takiego procesu koniecznym staje się śledzenie owych zmian w trakcie procesu obciążania struktury.

Rejestracji zmian pola deformacji dokonywano za pomocą skanera optycznego działającego w oparciu o trójwymiarową wersję metody cyfrowej korelacji obrazu (ang. DIC - Digital Image Correlation). Jest to optyczno-numeryczna metoda służąca do przestrzennych pomiarów deformacji struktur o dowolnym kształcie, bez względu na materiał obiektu, dzięki czemu badanym poddawane mogą być rzeczywiste elementy konstrukcji, a nie ich modele. Rysunek 5 prezentuje skaner optyczny oraz stanowisko eksperymentalne wraz z zamocowaną płytą, w trakcie badań.



Rys. 4. Stanowisko do badań doświadczalnych oraz skaner ARAMIS
Fig. 4. Test stand and ARAMIS scanner



Rys. 5. Podział powierzchni płyty na siatkę odkształceniową
Fig. 5. Plate surface division on strain grid

W metodzie DIC powierzchnia badanego obiektu dzielona jest na tzw. siatkę odkształceniową (rys. 6) będącą podstawą stworzenia jego cyfrowej reprezentacji oraz do wyznaczenia rozkładu deformacji. Badane płyty podzielone została na obszary o wielkości 15x13 pikseli, co odpowiada polu 2,7x2,6 mm na rzeczywistym obiekcie. Przy ogólnych gabarytach badanych płyt jest to rozmiar wystarczający do poprawnego i dokładnego wyznaczenia pożądanego rozkładu składowych przemieszczenia powierzchni rozpatrywanych struktur.

Dodatkową zaletą zastosowania metody DIC jest możliwość określenia wstępnej imperfekcji geometrycznej powierzchni badanych płyt, wynikających zarówno z niedokładności pojawiających się na etapie wytwarzania struktur kompozytowych, jak również będących wynikiem sposobu mocowania płyt w stanowisku doświadczalnym.

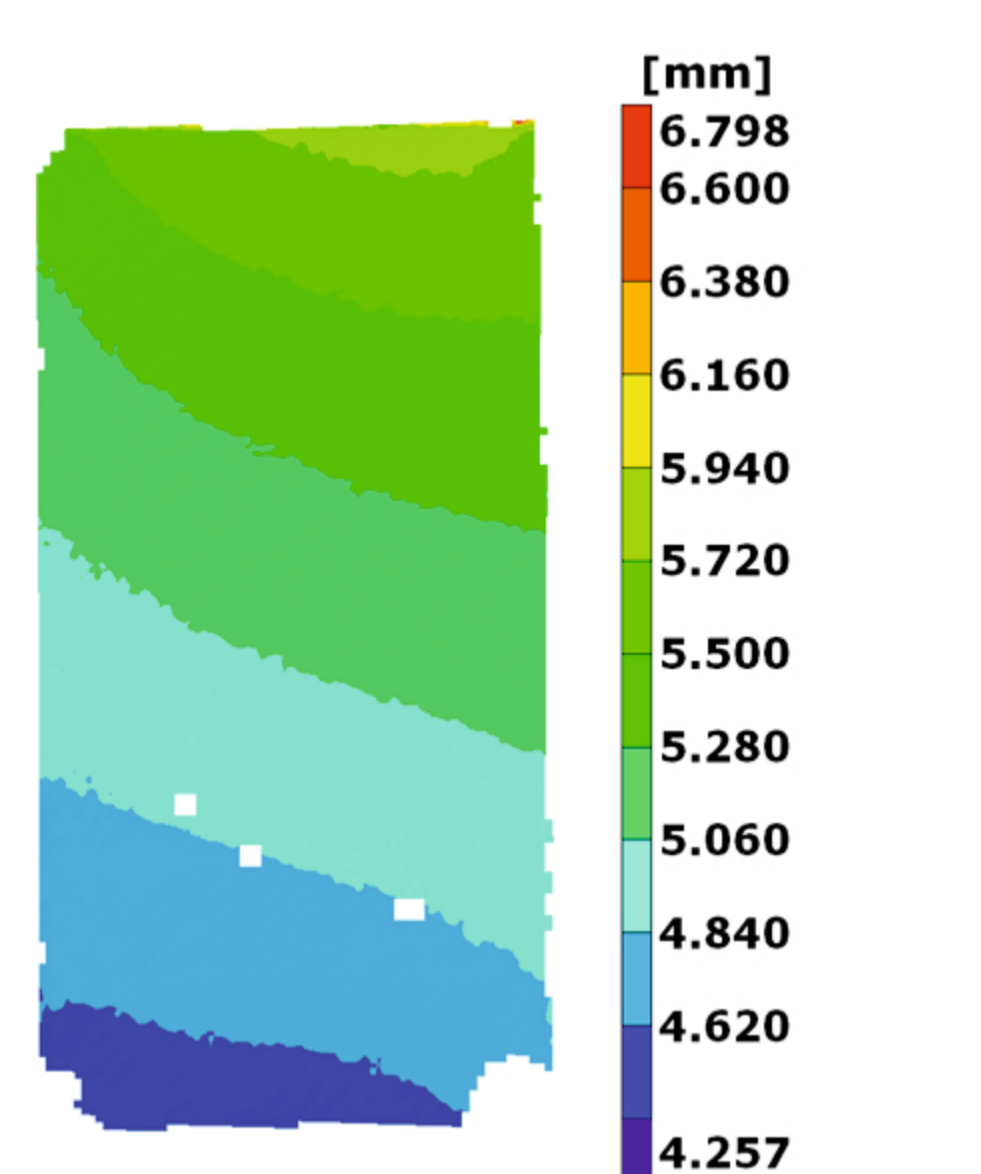
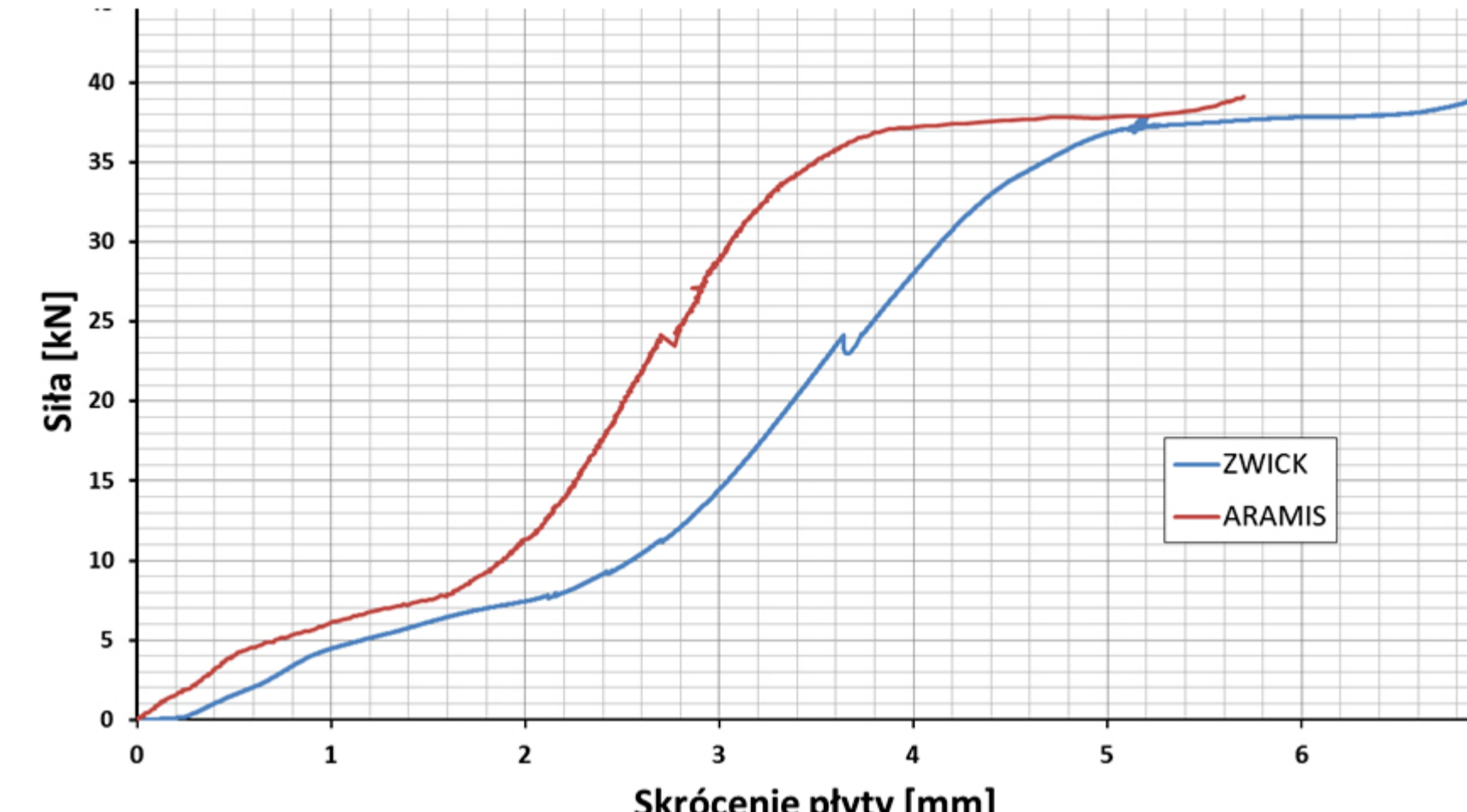
Rezultaty badań

Poniższy rozdział zawiera wyniki przeprowadzonych badań eksperymentalnych. Badaniom poddano trzy rodzaje płyt ortotropowych. W każdej z badanych płyt rdzeń został wykonany z pianki poliuretanowej, zaś okładziny z tkaniny węglowej. Płyty różniły się między sobą kierunkami układu włókien:

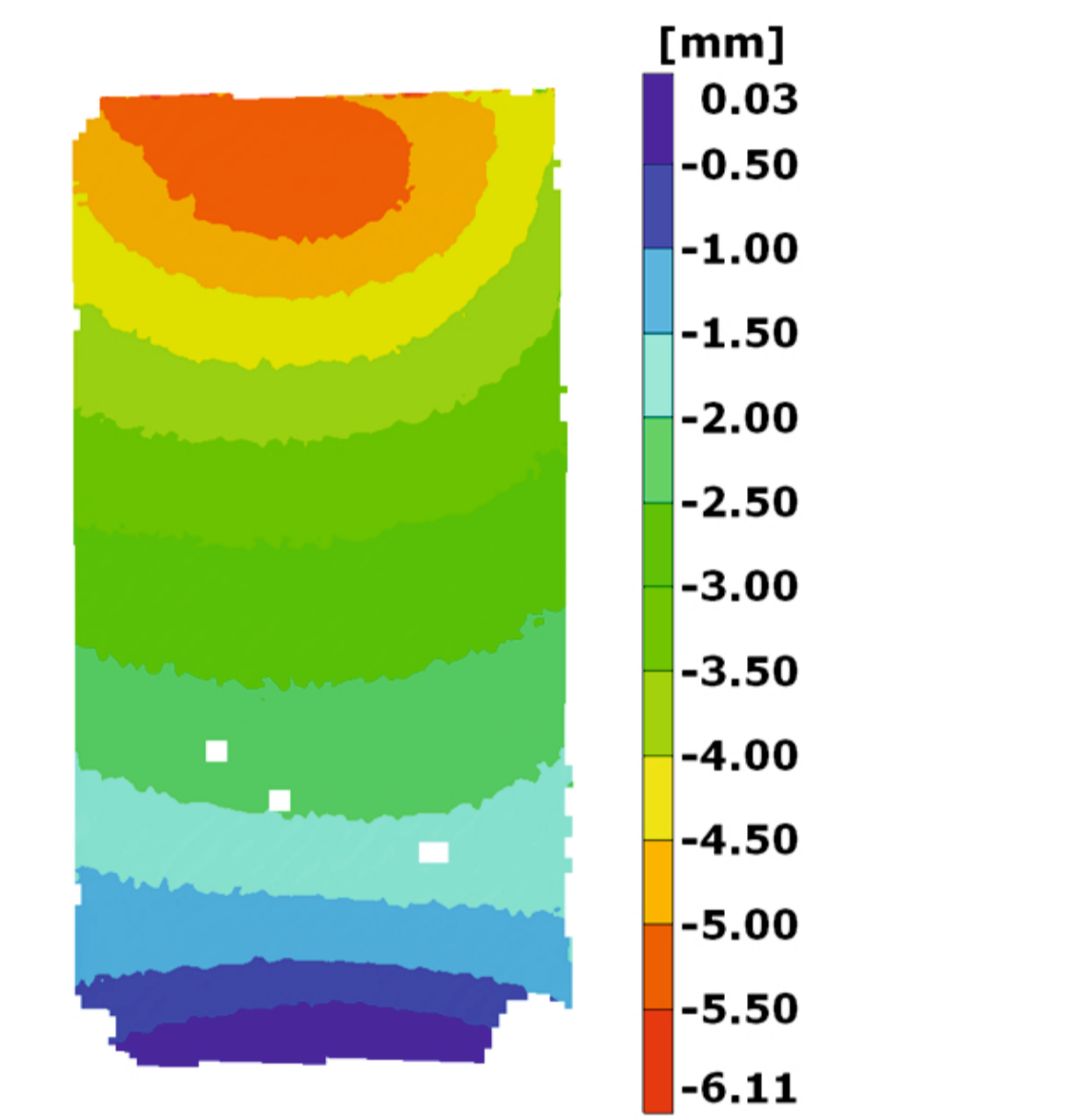
- Płyta A - włókna równoległe do krawędzi, wymiary płyty 420x220mm
- Płyta B - włókna pod kątem 45 stopni do krawędzi, wymiary płyty 420x220mm
- Płyta C - włókna równoległe do krawędzi, wymiary płyty 320x220mm

Płyta A

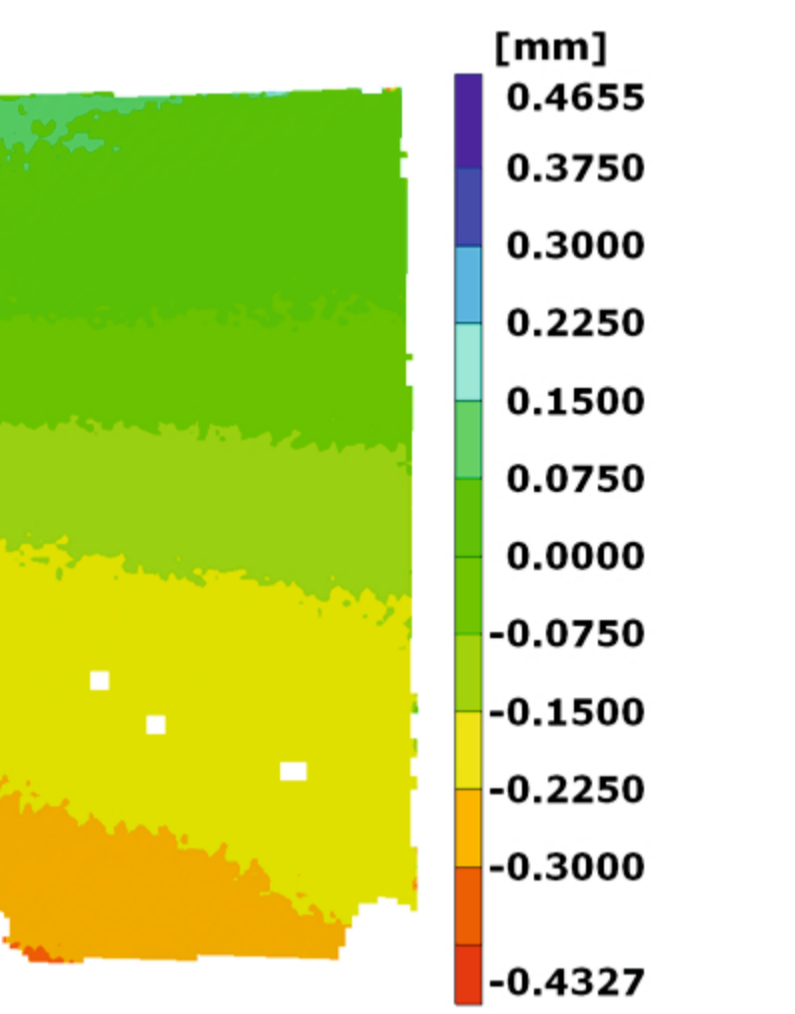
Rys. 6. Siła ścisnąjąca w funkcji skrócenia płyty
Fig. 6. Compression force vs shortening



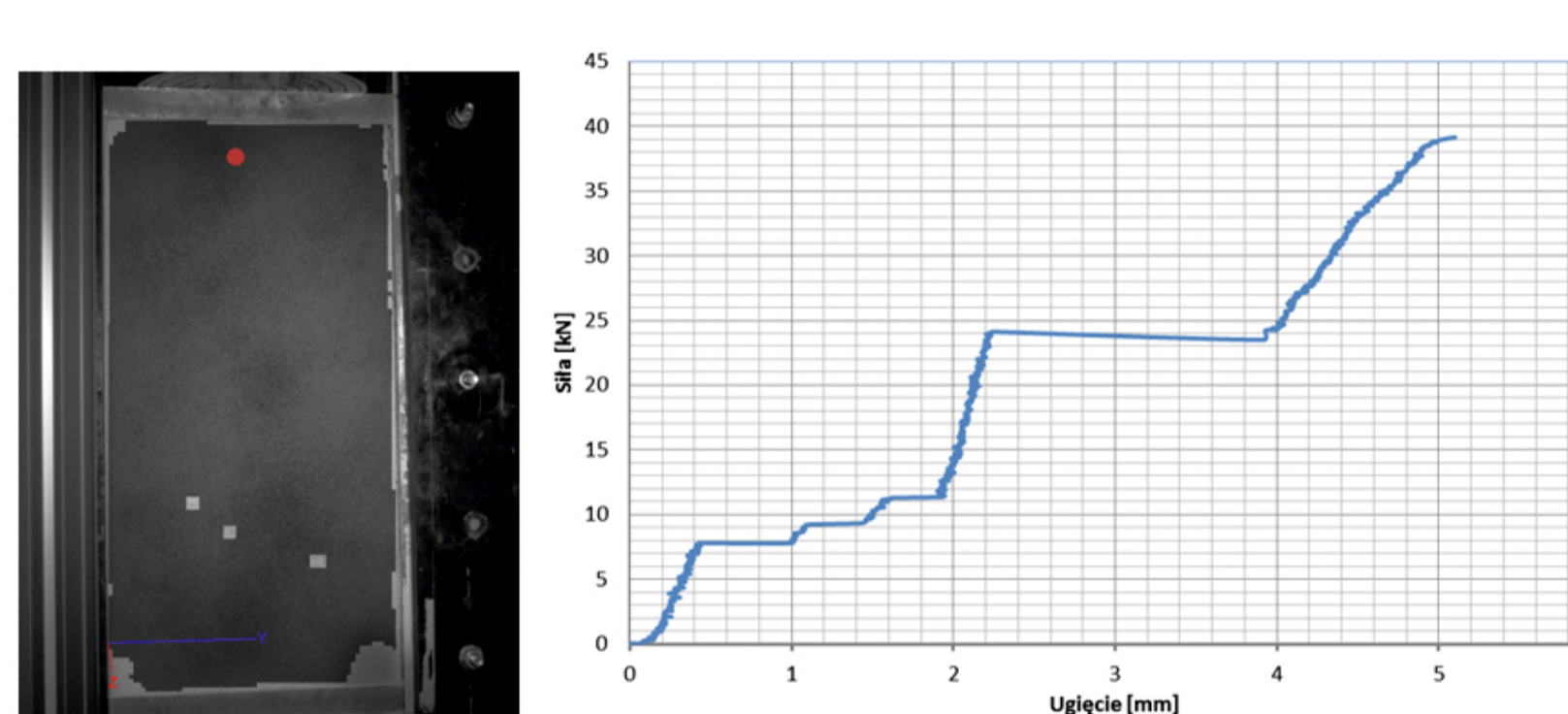
Rys. 7. Przemieszczenia wzdłużne - P=39,152 kN
Fig. 7. Longitudinal displacements - P=39,152 kN



Rys. 8. Powierzchnia ugięcia płyty - P=39,1 kN
Fig. 8. Deflection field - P=39,1 kN



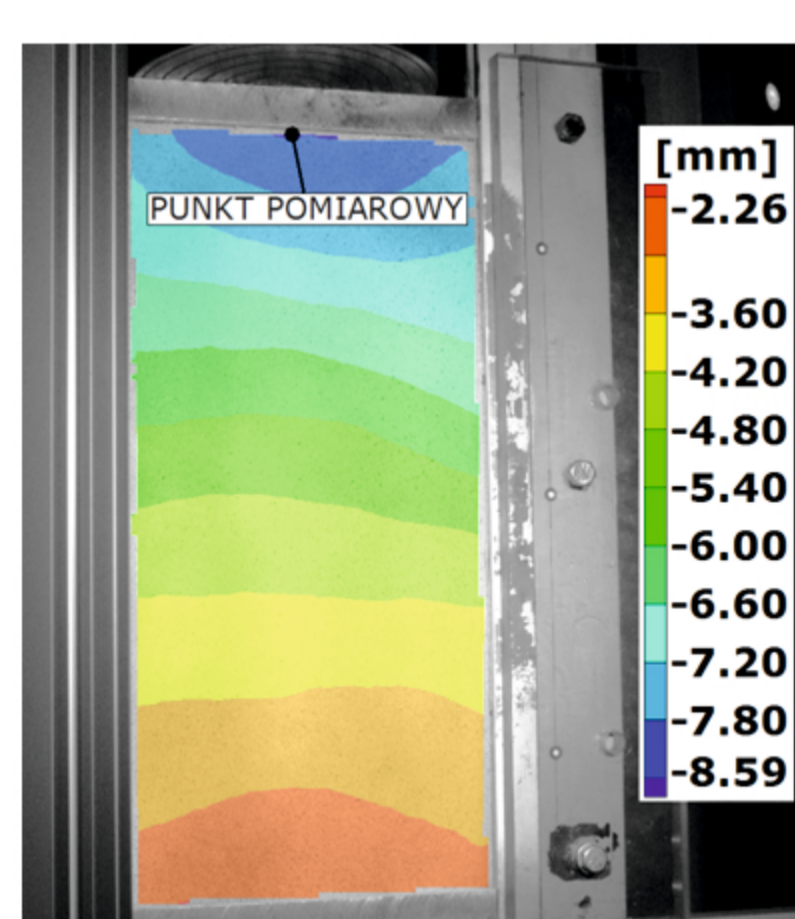
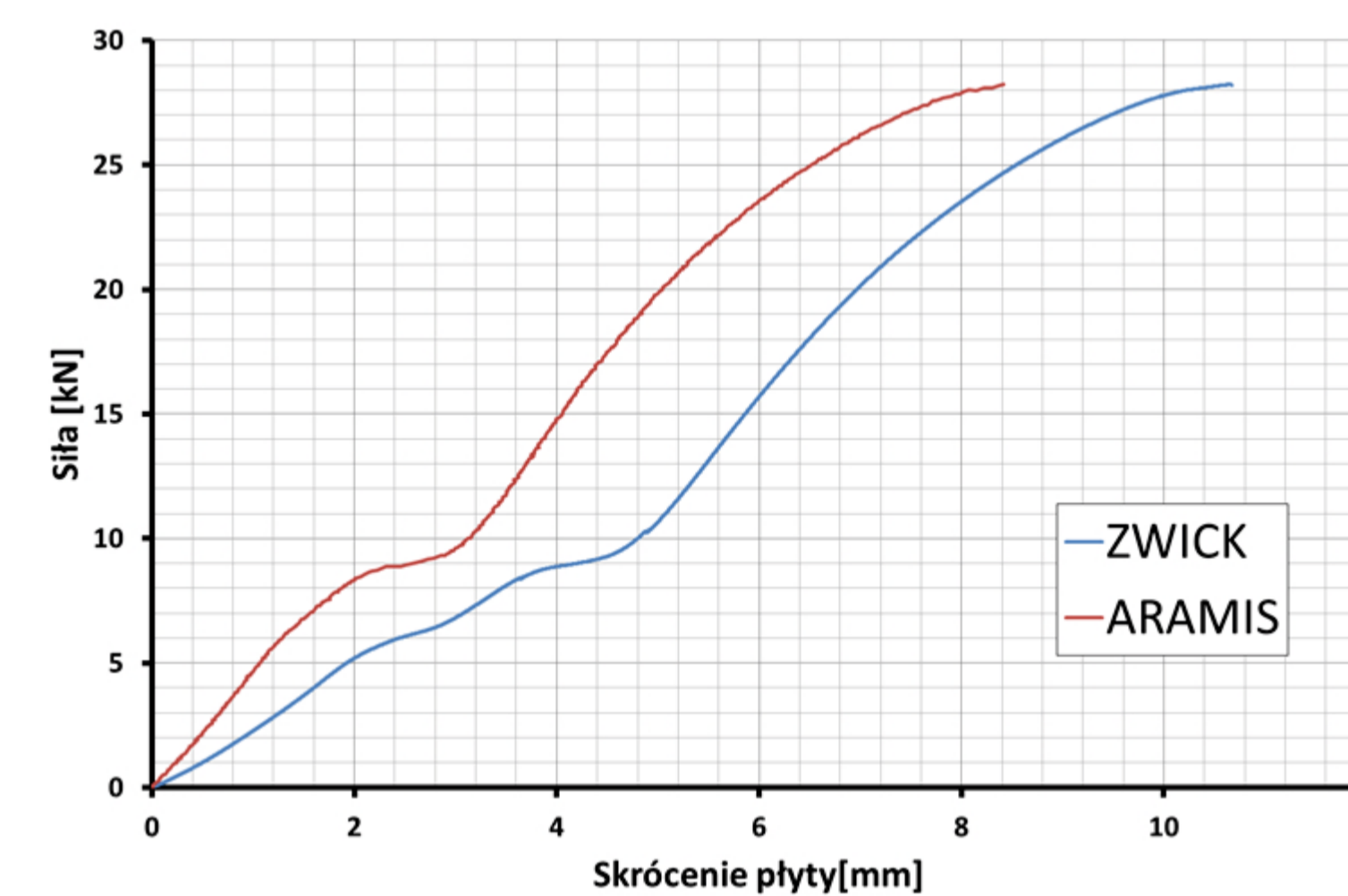
Rys. 9. Przemieszczenia poprzeczne
Fig. 9. Perpendicular displacement



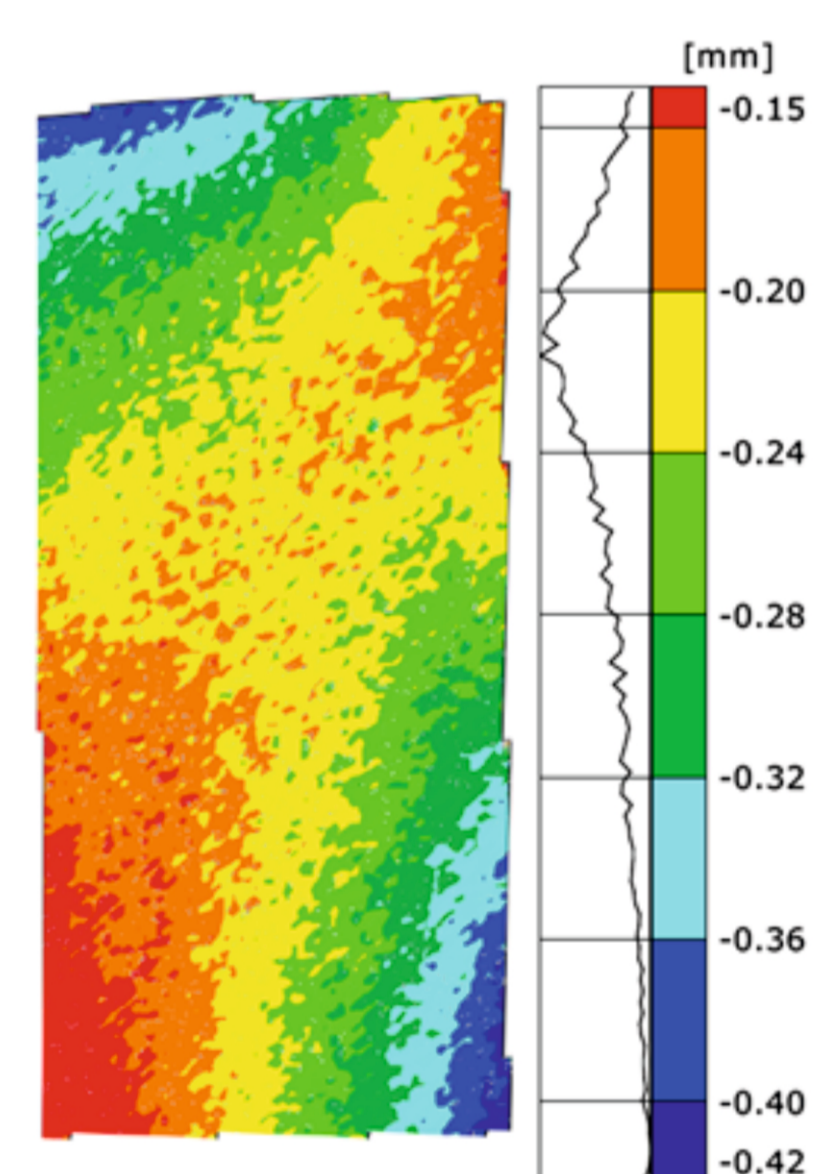
Rys. 10. Ugięcie płyty w funkcji siły dla punktu zaznaczonego na zdjęciu
Fig. 10. Plate's deflection in marked point

Płyta B

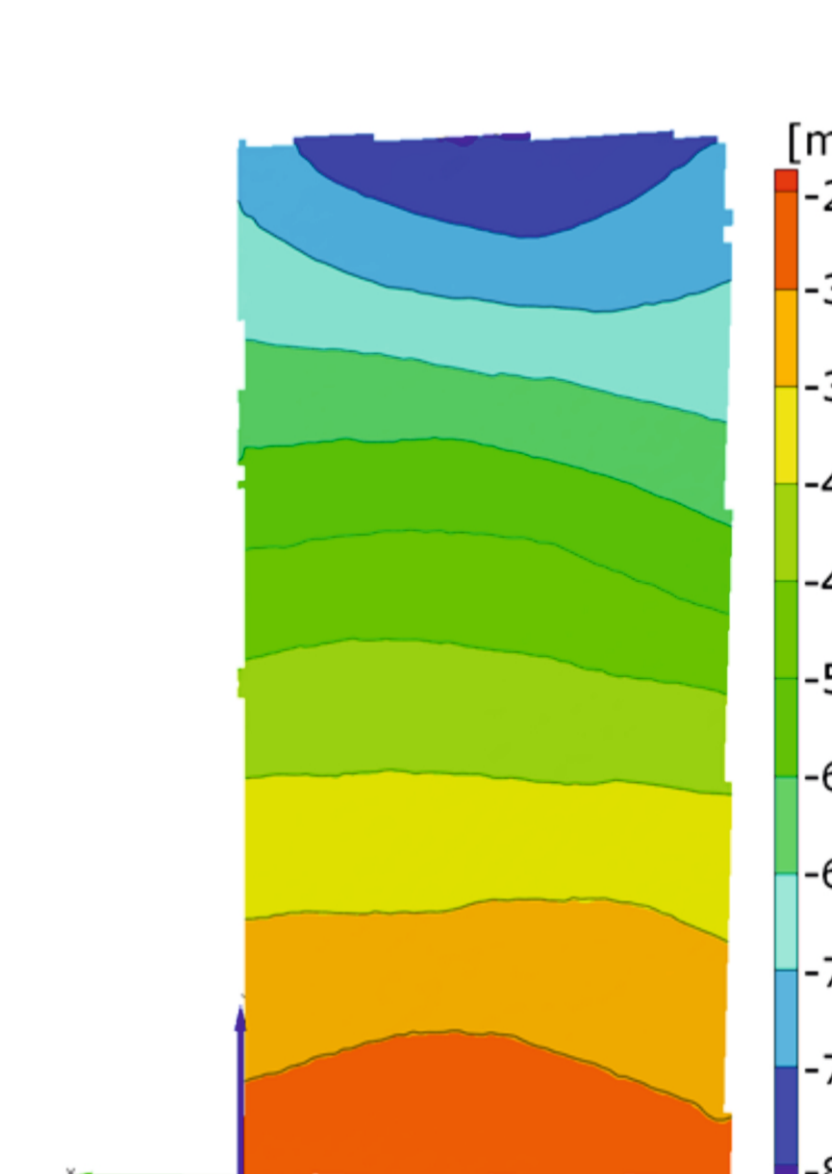
Rys. 11. Siła ścisnąjąca w funkcji skrócenia płyty
Fig. 11. Compression force vs shortening



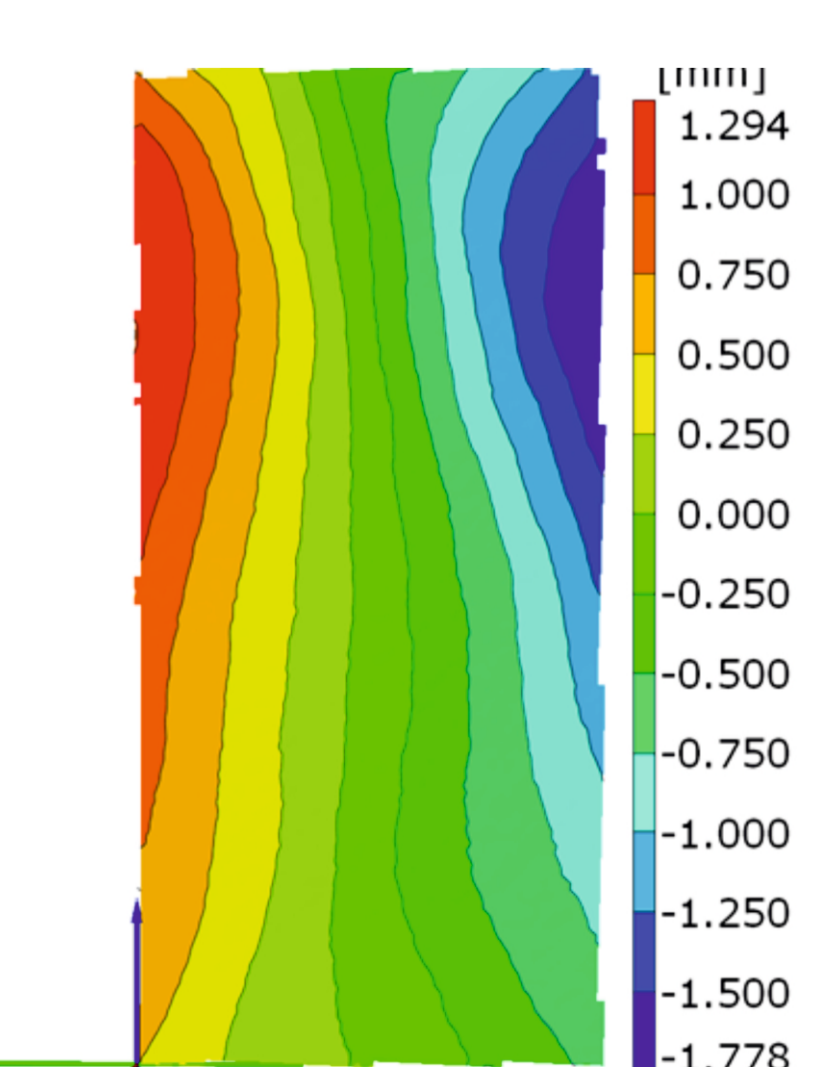
Rys. 12. Punkt pomiarowy dla rysunku 11 (ARAMIS)
Fig. 12. Measurement point for figure 12 (ARAMIS)



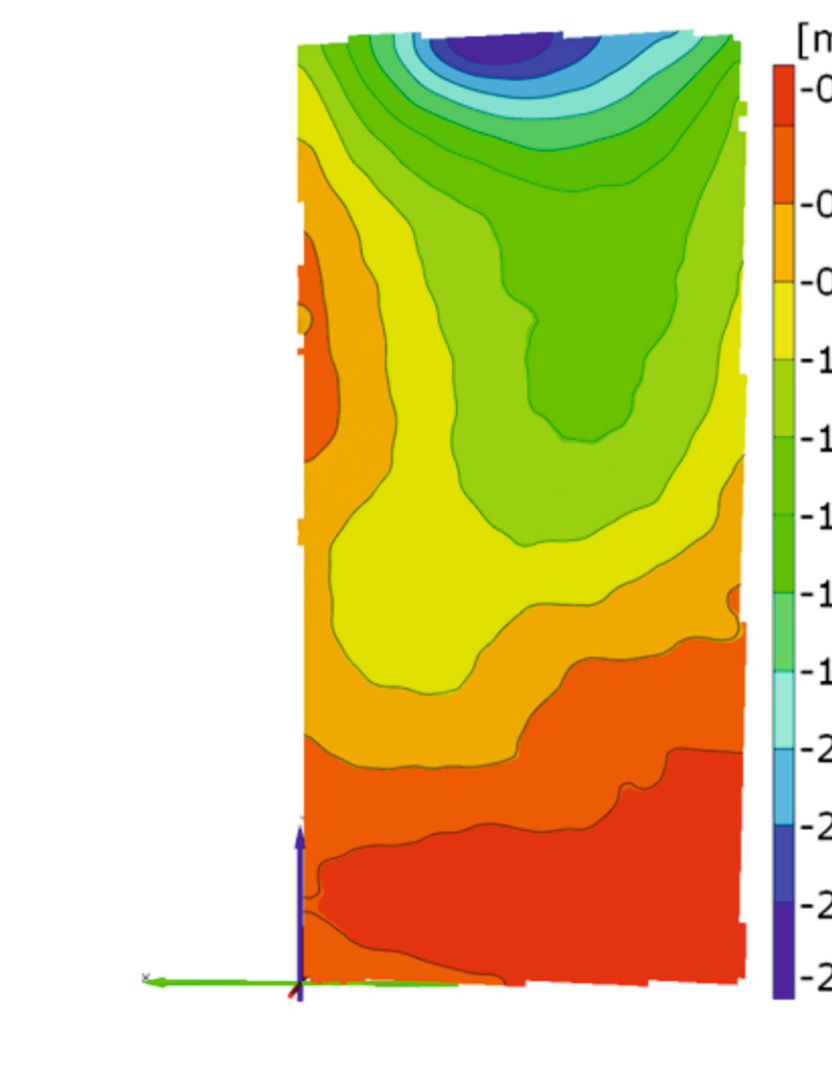
Rys. 13. Wstępna imperfekcja geometryczna powierzchni płyty
Fig. 13. Initial geometrical imperfection of plate surface



Rys. 14. Przemieszczenia wzdłużne
Fig. 14. Longitudinal displacements



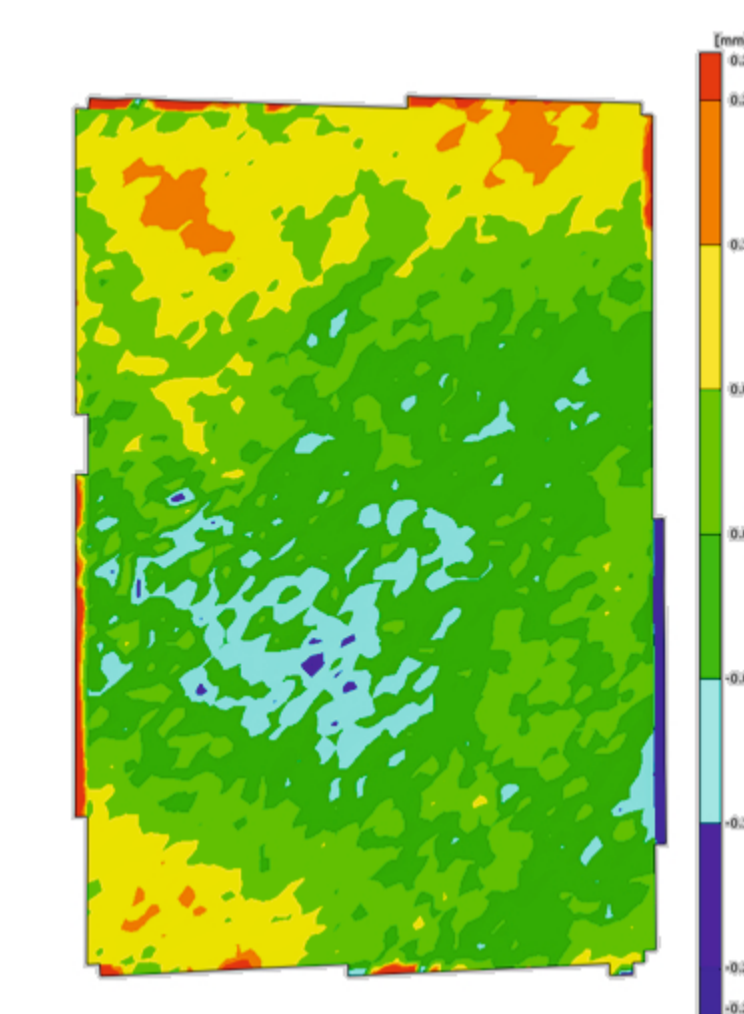
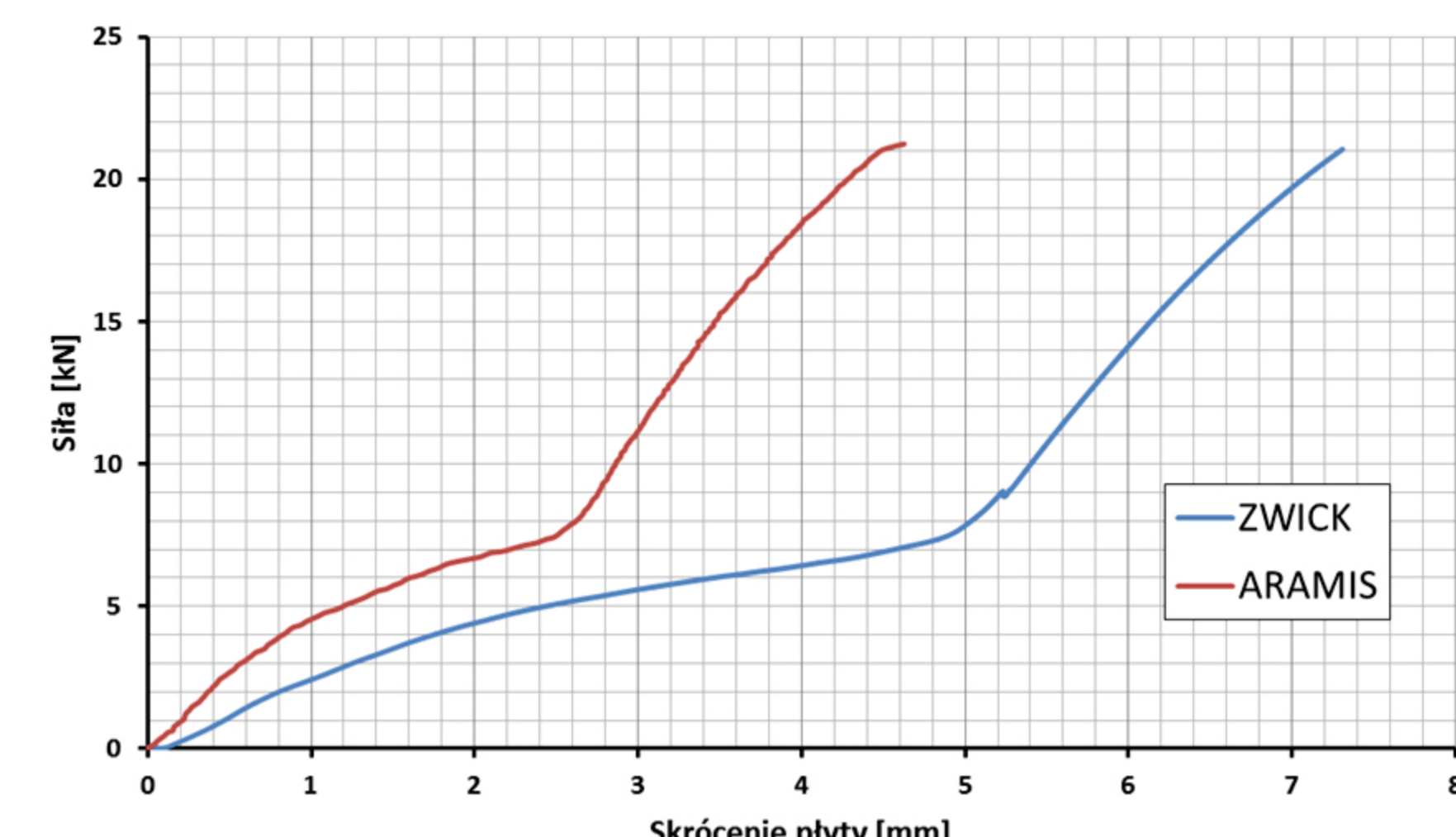
Rys. 15. Przemieszczenia poprzeczne
Fig. 15. Perpendicular displacement



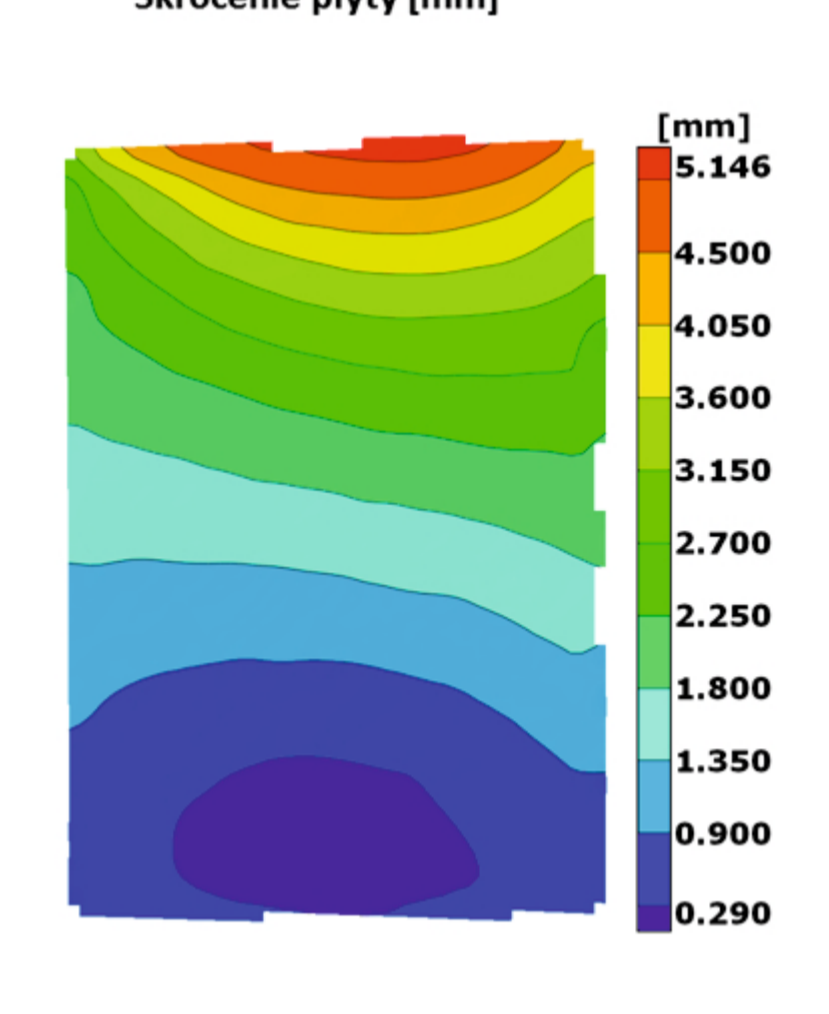
Rys. 16. Powierzchnia ugięcia płyty
Fig. 16. Deflection field

PLYTA C

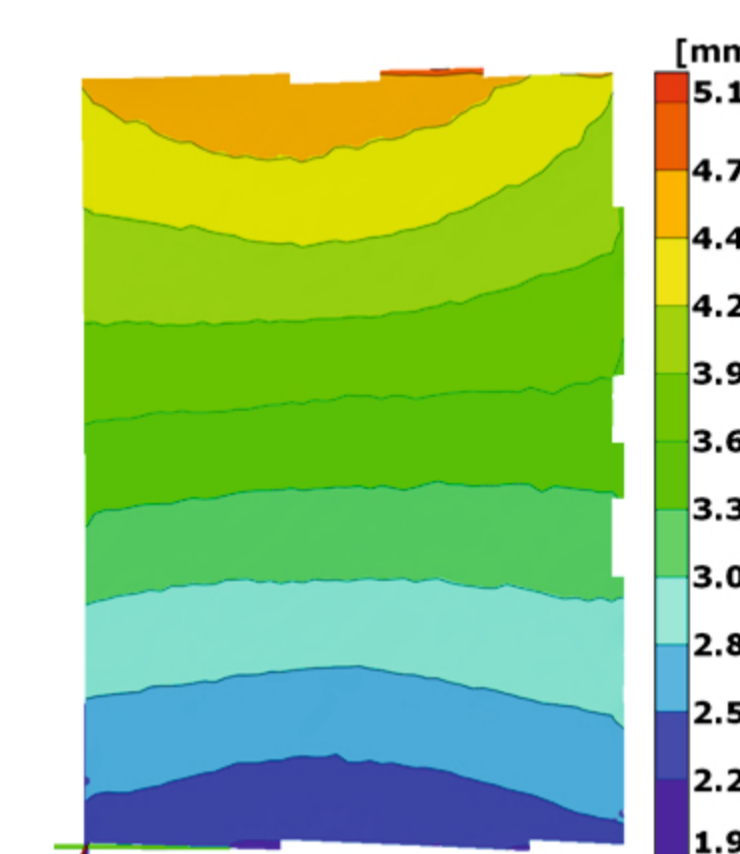
Rys. 18. Siła ścisnąjąca w funkcji skrócenia płyty
Fig. 18. Compression force vs shortening



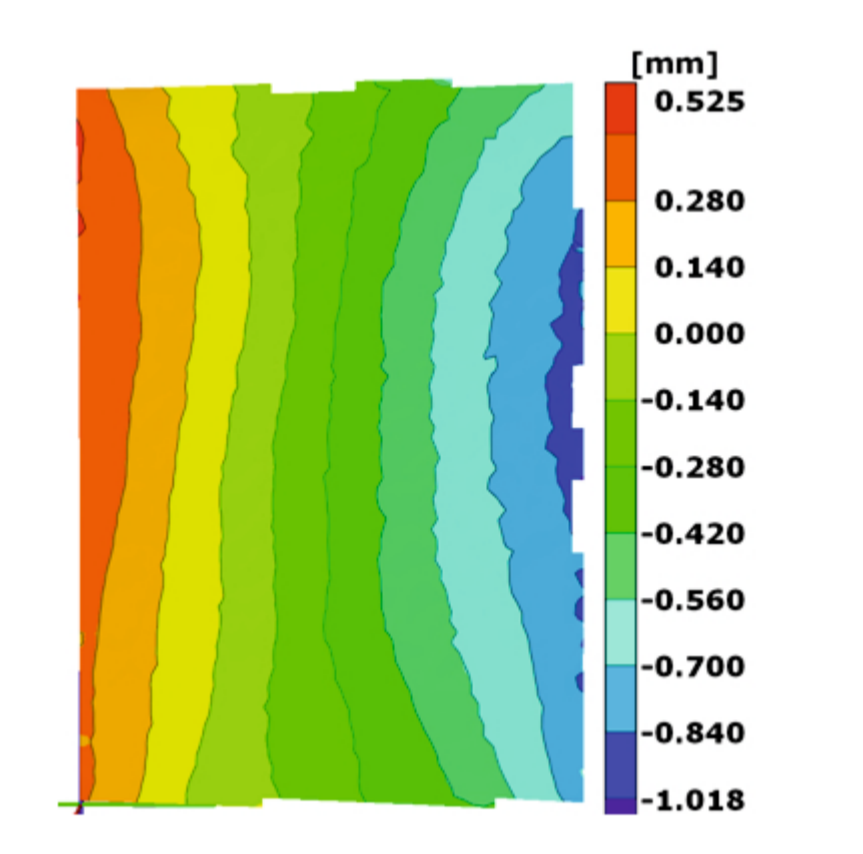
Rys. 19. Wstępna imperfekcja geometryczna powierzchni płyty
Fig. 19. Initial geometrical imperfection of plate surface



Rys. 20. Powierzchnia ugięcia płyty
Fig. 20. Deflection field



Rys. 21. Przemieszczenia wzdłużne
Fig. 21. Longitudinal displacements



Rys. 22. Przemieszczenia poprzeczne
Fig. 22. Perpendicular displacement



Rys. 23. Ugięcie płyty w funkcji siły dla zaznaczonego punktu na zdjęciu
Fig. 23. Plate's deflection in marked point



Rys. 24. Powierzchnia płyty po zniszczeniu
Fig. 24. Plate surface after failure

Wnioski Conclusions

Otrzymane wyniki badań eksperymentalnych potwierdzają złożony przebieg procesu utraty stateczności struktur przekładkowych. Przedstawione przebiegi ścieżki równowagi dla wszystkich przebadanych konfiguracji geometrii oraz ułożenia kierunków głównych ortotropii wykazują dwa zasadniczo różne w charakterze obszary. Pierwszy z nich o przebiegu zbliżonym do liniowego to obszar, w którym struktura doznaje jedynie lokalnej utraty stateczności okładzin, nie mającej wpływu na sztywność całkowitą struktury. Drugi obszar to praca konstrukcji po globalnej utracie stateczności. Po przekroczeniu siły krytycznej (dla wszystkich przebadanych próbek poniżej 10[kN]) następuje gwałtowna zmiana sztywności struktury, a dalszy przebieg ścieżki przedstawia pogłębianie deformacji prowadzącej do zniszczenia poprzez złamanie okładziny ścisnanej i jej zapadnięcie się w rdzeń. Na podstawie przeprowadzonych analiz można sformułować następujące zalecenia projektowe:

- ograniczenie obciążeń dopuszczalnych do poziomu $\frac{P}{P_{kr}} = 0.5$, czyli punktu przejścia od małych

(liniowych) do dużych deformacji obiektu. Przy przyjęciu obowiązującego w lotnictwie współczynnika bezpieczeństwa $\gamma_{1.10}$ poziom obciążeń niszczeniowych konstituuje się na poziomie $\frac{P}{P_{kr}} = 0.75$ dając pewien margines uwzględniający różnego rodzaju imperfekcje, mogące stanowić dodatkowe źródło obniżania wartości rzeczywistych obciążeń krytycznych, - dopuszczenie lokalnej utraty stateczności w postaci wrinklingu symetrycznego, gdyż nie zaburza całkowitej sztywności ustroju, a jej wielkość (rzędu 0.1[mm]) nie wpływa na eksploatację obiektu.

Obtained results of experimental research confirmed complex behaviour of sandwich structures loss of stability. The equilibrium paths may be divided into two regions of quite different characteristics for all aspect ratios and orthotropy directions examined. The first one, approximately linear, is the area of local loss of stability known as wrinkling. The second, is the postbuckling state with the rapid change of $gl \frac{P}{P_{kr}} = 0.5$ fness and the facesheet damage at the end.

Several advice may be formulated, based on analysis above:

- establish the limit loads at the level of
- allow local loss of stability in the wrinkling form.