

## ANALIZA NUMERYCZNA STANU NAPRĘŻENIA W KLAPIE SAMOLOTU ODRZUTOWEGO

Robert BARANIECKI\*, Marcin KURDELSKI\*, Andrzej LESKI\*

\* Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa

[robert.baraniecki@itwl.pl](mailto:robert.baraniecki@itwl.pl), [marcin.kurdelski@itwl.pl](mailto:marcin.kurdelski@itwl.pl), [andrzej.leski@itwl.pl](mailto:andrzej.leski@itwl.pl)

**Streszczenie:** W artykule przedstawiono metodę analizy klapy samolotu myśliwsko-bombowego, która uległa uszkodzeniu podczas eksploatacji. Ponieważ uszkodzenie to było poważnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotów, podjęto działania mające na celu określenie jego przyczyny i mechanizmu rozwoju. Przedstawiono fragment prac badawczych związany z procesem przygotowania i analizy modelu komputerowego. Model komputerowy wykonano z wykorzystaniem skanera optycznego ATOS III, który pozwala na automatyczny pomiar kształtu za pomocą dwóch kamer cyfrowych o wysokiej rozdzielczości. Wyniki pomiaru transferowane są następnie do środowiska MES, gdzie wykonuje się analizy wytrzymałościowe. Zakres obliczeń komputerowych obejmował statykę liniową. Wyniki pozwoliły na zweryfikowanie hipotez dotyczących mechanizmu uszkodzenia klapy.

### 1. PRZEDMIOT I CEL ANALIZY

Podczas kontroli przedlotowej wykryto uszkodzenie klapy wojskowego samolotu myśliwsko-bombowego. Oględziny samolotu wykazały pęknięcie górnego pasa jednego z żeberk klapy oraz ubytek poszycia między żeberkami o powierzchni ok. 48cm<sup>2</sup>. Oceniono, że ubytek poszycia jest skutkiem pęknięcia pasa górnego na żeberku klapy, wzdłuż szwu nitowego. Ponieważ uszkodzenie to było poważnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotów podjęto działania mające na celu określenie jego przyczyny i mechanizmu rozwoju.

Jedną z pierwszych hipotez było nadmierne obciążenie klapy. Przeciążenie klapy może nastąpić na skutek jej użycia gdy prędkość samolotu jest większa od maksymalnej prędkości, dla której dopuszczalne jest używanie klap. Już wstępna analiza zarejestrowanych parametrów lotów wykonywanych na tym typie samolotu wykazała, że dochodziło do przekroczeń prędkości.

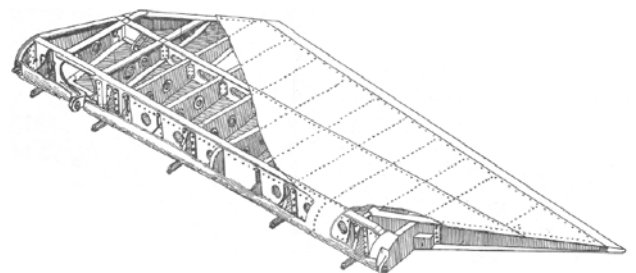
Celem analizy numerycznej było wykazanie czy przekroczenie ograniczeń eksploatacyjnych mogło być przyczyną wykrytego uszkodzenia.

Po wykonaniu modelu komputerowego klapy przeprowadzona została analiza MES stanu naprężenia. W przypadku gdy rejon uszkodzenia pokrywał by się z obszarem największego wyężenia materiału świadczyć by to mogło, że uszkodzenie nastąpiło na skutek przeciążenia klapy. Jeżeli miejsce najbardziej wyężone nie pokrywa się z uszkodzonym obszarem to jest to wskazówką, że istnieje inny mechanizm powstawania uszkodzenia, niezwiązany bezpośrednio z przeciążeniem klapy.

Kłapy skrzydłowe są częścią skrzydła samolotu. Ich użycie poprzez wysunięcie i wychylenie ma za zadanie zwiększyć siłę nośną skrzydła podczas lotu z małą

prędkością. Kłapy są stosowane podczas startu i lądowania samolotu. Po osiągnięciu odpowiedniej prędkości kłapy ustawiane są w taki sposób aby tworzyły jedną powierzchnię ze skrzydłem w celu zmniejszenia oporów lotu.

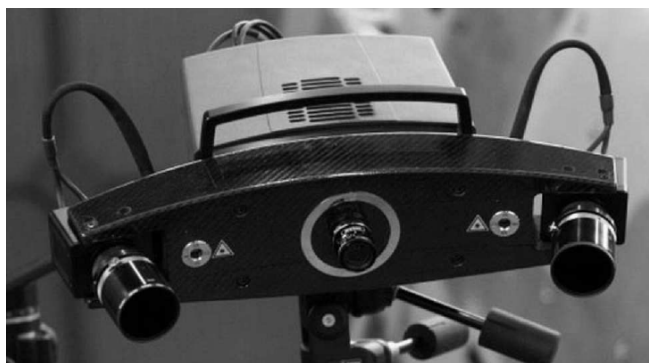
Szkielet siłowy klapy wychylanej składa się z dźwigara, tylnej ścianki, zestawu żeber, węzłów zawieszenia, węzła napędu i kształtownika krańcowego. Pokrycie klapy wychylanej składa się z czterech części: przedniej – wykonanej ze stopu aluminium o grubości 0,8 mm, górnej o grubości 2,5 mm, górnego pokrycia części tylnej o grubości 1,2 mm i dolnej o grubości 2,5 mm. Wszystkie części pokrycia z wyjątkiem przedniej, między żeberkami są trawione chemicznie do grubości 1,2 mm. Pokrycie górne i dolne łączy się w tylnej części klapy za pomocą kształtownika krańcowego. Wszystkie żebra klapy oprócz żeber nr 6 i 7, są wytłoczone z blachy ze stopu aluminium o grubości 1, 1,5 i 1,2 mm. Składają się one z części środkowej i tylnej, połączonych ze sobą na ścianie tylnej. Ścianka tylna wytłaczana jest z blachy ze stopu aluminium o grubości 1 mm.



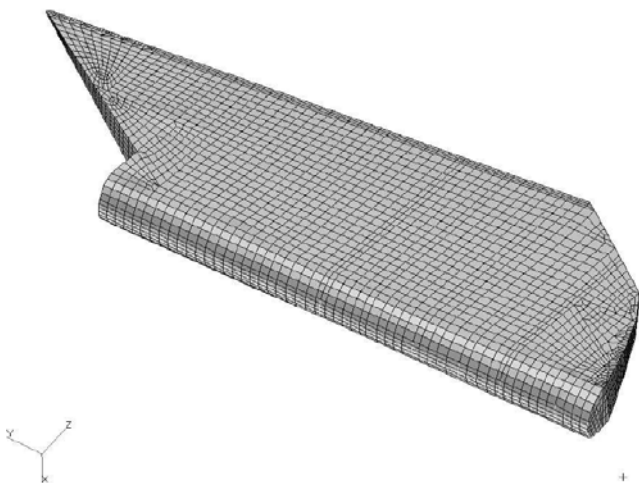
Rys. 1. Schemat budowy analizowanej klapy.

## 2. MODEL KOMPUTEROWY KLAPY

Przeprowadzenie obliczeń metodą elementów skończonych wymaga zbudowania modelu komputerowego obiektu. W przypadku analizowanej klapy jej model komputerowy wykonano na podstawie pomiarów rzeczywistego obiektu. Pomiar kształtu wykonano przy pomocy skanera ATOS III. Urządzenie to wykonuje automatyczny pomiar powierzchni za pomocą dwóch kamer wysokiej jakości, umieszczonych na wspólnym statywie. Kamery obserwują skanowany obiekt pod różnymi kątami dzięki czemu możliwe jest wyznaczenie kształtu powierzchni w przestrzeni. System pomiarowy wyposażony jest w oprogramowanie, które umożliwia wstępne przygotowanie modelu komputerowego. Wyniki pomiaru i wstępnego przygotowania modelu mogą być zapisane w kilku standardowych formatach CAD w postaci siatki trójkątów opisanych na powierzchni modelu, w postaci idealizowanych brył, powierzchni, linii i punktów lub w postaci przekrojów.

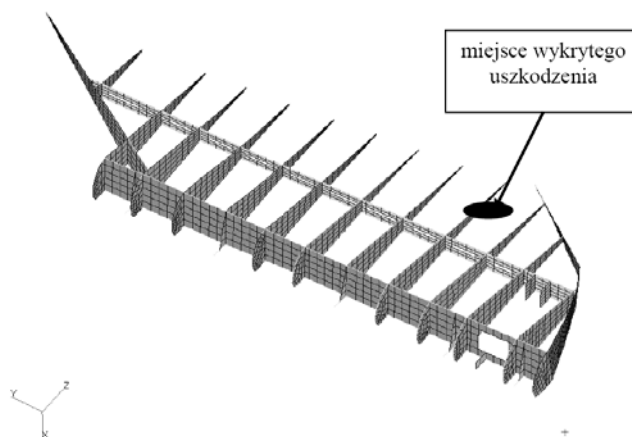


Rys. 2. System pomiarowy ATOS III



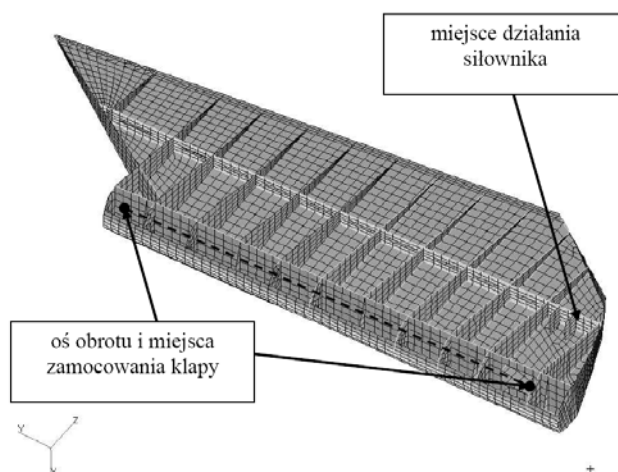
Rys. 3. Model MES klapy wychylanej

Z uszkodzonej klapy usunięte zostało poszycie co umożliwiło dokładne odtworzenie wewnętrznej struktury klapy. Na podstawie wyników pomiarów zbudowano w środowisku MSC.Patran model MES analizowanej klapy (rys.3 i 4).



Rys. 4. Model MES klapy wychylanej – żebra, dźwigar i ścianka tylna

Analizowana klapa zamocowana jest do skrzydła w trzech miejscach. Przez dwa z nich przechodzi oś obrotu klapy. Obrót klapy realizowany jest przez wymuszenie siłownikiem hydraulicznym (trzeci punkt zamocowania). Rozmieszczenie punktów podparcia klapy pokazane jest na rysunku 5.



Rys. 5. Rozmieszczenie punktów zamocowania klapy

Podczas lotu klapa obciążona jest siłami aerodynamicznymi. Wartości tych sił i ich rozkład na powierzchni klapy jest funkcją wielu zmiennych m.in. prędkości samolotu i kąta wychylenia klapy. Ponieważ autorom nie znany był rzeczywisty rozkład obciążenia wymiarującego, na potrzeby analizy przyjęto równomierny rozkład ciśnienia jednostkowego na powierzchni klapy. Takie uproszczenie spowodowało, że otrzymany rozkład naprężenia mógł być analizowany wyłącznie w sposób jakościowy a nie ilościowy. Dlatego też przeprowadzono obliczenia wyłącznie w zakresie liniowym bez odniesienia do rzeczywistej granicy wytrzymałości materiału.

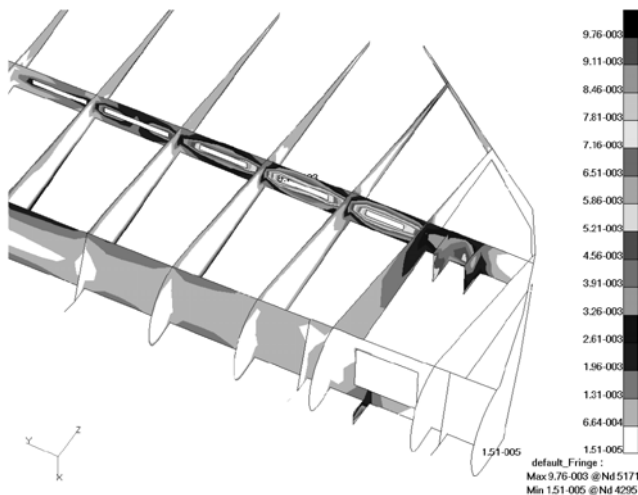
### 3. WYNIKI I WNIOSKI

Wyniku przeprowadzonych obliczeń wyznaczono pole naprężeń w klapie, zarówno w poszyciu zewnętrznym jak i żeberkach. Wyniki obliczeń pokazane są na rysunkach 6÷9.

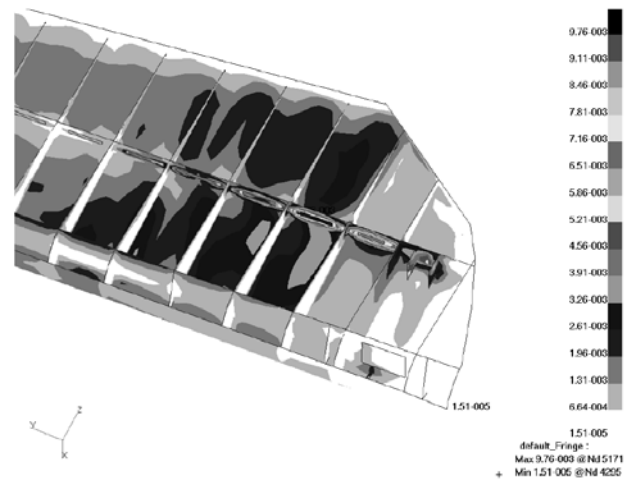
Na podstawie przeprowadzonych obliczeń można sformułować następujące wnioski:

- Maksymalne naprężenia (Hubera-Misesa) powstają w ścianie tylnej w sąsiedztwie węzła napędu (rys. 7÷9).
- Na podstawie własności mechanicznych stopu aluminium (D16AT) można oszacować wartość ciśnienia, przy którym może nastąpić zniszczenie konstrukcji (~31 kPa).
- Rozkład naprężeń w żebrze nr 9 nie odbiega znacząco od sąsiednich żeber w klapie wychyłanej (rys. 7÷9). Brak jest podstaw do stwierdzenia, że w konstrukcji klapy są żebra których stopień wyężenia znacząco odbiega od innych żeber, przez co są one bardziej podatne na uszkodzenie w wyniku przeciążenia klapy.
- Poszycie klapy (górze i spód) wyężone jest w różnym stopniu. Największe wyężenie poszycia występuje w okolicy żeber 8, 9 i 10 (rys. 7÷9). Może to prowadzić do większego obciążenia połączeń nitowych pomiędzy poszyciem i żebrzem.

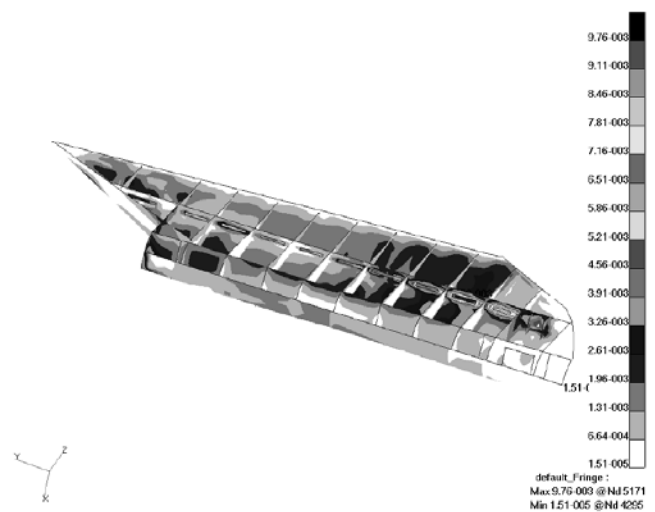
Przeprowadzona analiza numeryczna wykazała, że przeciążenie klapy nie było jedyną przyczyną powstania jej uszkodzenia. Obszar uszkodzenia nie pokrywa się bowiem z miejscami występowania maksymalnego wyężenia materiału. W trakcie dalszych poszukiwań przyczyn uszkodzenia ustalono, że przyczyną mogło być wadliwe połączenie nitowe pomiędzy poszyciem i żeberkiem.



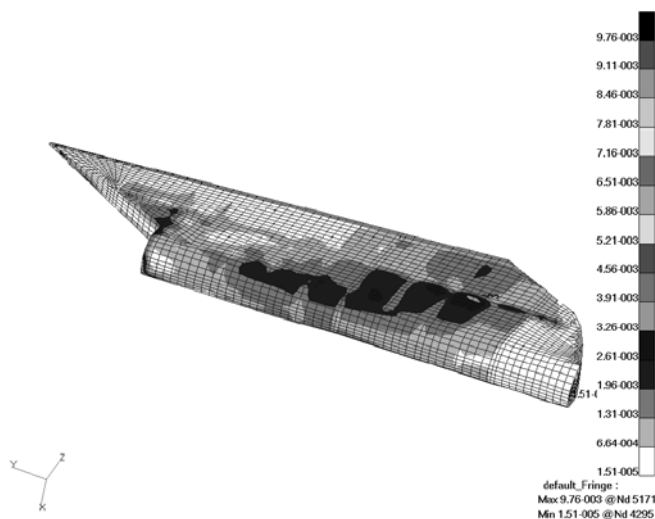
Rys. 6. Rozkład naprężeń (Hubera-Misesa) w ścianie tylnej, dźwigarze i żebrach



Rys. 7. Rozkład naprężeń (Hubera-Misesa) w ścianie tylnej, dźwigarze, żebrach i dolnym poszyciu



Rys. 8. Rozkład naprężeń (Hubera-Misesa) w ścianie tylnej, dźwigarze, żebrach i dolnym poszyciu



Rys. 9. Rozkład naprężeń (Hubera-Misesa) w klapie wychyłanej – widok ogólny

W artykule zaprezentowano wykorzystanie nowoczesnych narzędzi, dzięki którym możliwe jest znaczne ułatwienie i przyspieszenie analiz wytrzymałościowych. Współpraca skanera trójwymiarowego i profesjonalnego pakietu do obliczeń numerycznych daje użytkownikowi możliwość wykonania szybkiej analizy dla obiektów o skomplikowanym kształcie, dla którego niedostępna jest dokumentacja techniczna. Dokładność pomiaru kształtu przez skaner znacznie przewyższa potrzeby analizy metodą elementów skończonych. Podstawowym ograniczeniem w zastosowaniu opisanego urządzenia jest skanowanie widocznych kształtów. W przypadku badanej klapy samolotu, kłapa ta przeznaczona była do badań niszczących więc była możliwość wykonania pomiaru struktury wewnętrznej.

## THE NUMERICAL STRESS ANALYSIS OF THE AIRCRAFT FLAP

**Abstract:** The analysis of an aircraft flap is presented in this paper. The analysis was carried out after a structural damage had been found in one operational aircraft. Because the damage could lead to an accident the research effort have been undertaken to find a cause and an mechanism of the damage. In the paper an fragment of whole analysis is presented. Authors described the technique of preparation computer-based model and FE calculations. The optical 3D scanner ATOSIII was used to capture the shape of the object. Measurement data was transferred to the FE software where the FE model was created and FE calculations were performed. The FE calculations included linear stress analysis. The obtained results supported the damage cause investigation.

## LITERATURA

1. **Baraniecki R. i inni** (2007) *Numeryczna analiza stanu naprężenia materiału w klapie wychylanej skrzydła samolotu Su-22, Sprawozdanie nr 21/31/2007*, ITWL, Warszawa.
2. **Klimaszewski S. i inni** (2007) *Badania przyczyn uszkodzenia górnego poszycia klapy wychylanej zabudowanej na samolocie Su-22, Sprawozdanie nr 20/31/2007*, ITWL Warszawa 2007.
3. **Bruhn E.F i inni** (1973) *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. Jacobs Publishing, Carmel, USA.
4. *Samolot 52UM3K. Książka 3 Płatowiec*. Dowództwo Wojsk Lotniczych. Poznań 1988.