



## Numeryczne obliczenia trwałości zmęczeniowej głównego węzła mocowania skrzydła samolotu wojskowego

MARCIN KURDELSKI, ROBERT BARANIECKI, ANDRZEJ LESKI

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

**Streszczenie.** Celem pracy było oszacowanie trwałości zmęczeniowej węzłów siłowych skrzydła samolotu Su-22. Powyższy cel zrealizowano, wykonując kompleksowe badania obejmujące między innymi analizę profilu eksploatacji samolotów, pomiary tensometryczne podczas lotów oraz modelowanie numeryczne. W niniejszej pracy przedstawiono zarys działań realizowanych w poszczególnych fazach badań. Opisano zarówno stosowane metody obliczeniowe, jak i sprzęt pomiarowy. Obliczenia trwałości wykonano metodą krzywej S-N na podstawie rzeczywistego widma obciążeń, stanu naprężenia wyznaczonego podczas obliczeń numerycznych.

**Słowa kluczowe:** trwałość zmęczeniowa, krzywa S-N, MES, badania w locie

**Symbole UKD:** 623.746.01

### 1. Wstęp

Przedmiotem badań przedstawionych w opracowaniu jest główny węzeł mocowania skrzydła (GWMS) samolotu myśliwsko-bombowego Su-22. Samolot ten jest eksploatowany przez polskie lotnictwo wojskowe od lat osiemdziesiątych ubiegłego wieku w liczbie ponad 100 egzemplarzy. Z uwagi na wiek floty i wysokie koszty zakupu nowych samolotów, niezbędne jest prowadzenie prac badawczych mających na celu ocenę dalszej, bezpiecznej eksploatacji tych samolotów w Polskich Siłach Powietrznych.

Skrzydło samolotu Su-22 jest wolnonośne, całkowicie metalowe, ze zmiennym skosem podczas lotu. Składa się ono z dwóch odejmowanych części, z których każda połączona jest z kadłubem na czterech wręgach za pomocą śrub. Każde

odejmowane skrzydło podzielone jest dodatkowo na część nieruchomą i ruchomą. Części skrzydła połączone na dźwigarach za pomocą przegubu głównego, a także za pomocą drugiej podpory wózka. Kąt skosu skrzydła jest płynnie regulowany przez pilota podczas lotu w zakresie od 30 do 63°.

Węzeł główny łączy skrzydło z wręgą kadłuba nr 23. Stanowią go dwa ucha na czole belki głównej połączone łączówką i współpracujące z odpowiednim, wgłębnym we wręgę węzeł, w który wchodzi ucha [1]. W niniejszym opracowaniu został zademonstrowany sposób pozyskania modelu obliczeniowego oraz analiza wytrzymałościowa głównego węzła mocowania skrzydła.

Trwałość zmęczeniowa GWMS uzależniona jest od sposobu eksploatacji samolotu. Badanie wpływu użytkowania samolotu umożliwia wykonanie szacunkowych obliczeń trwałości zmęczeniowej GWMS.

## 2. Średni profil eksploatacji samolotu i widma obciążeń

Trwałość zmęczeniowa konstrukcji płatowca statku powietrznego zależy od sposobu jego eksploatacji przez użytkownika. Loty manewrowe generują znacznie większe obciążenia struktury w porównaniu do przelotów na stałym pułapie stałym kursem. Podstawą do badania sposobu eksploatacji statku powietrznego przez użytkownika są przebiegi parametrów lotu zapisane w rejestratorach pokładowych.

W przypadku statków powietrznych eksploatowanych według ich stanu technicznego, rejestracja, przechowywanie i przetwarzanie zapisów z pokładowych rejestratorów są podstawą programu zapewnienia integralności struktury (ang. *Aircraft Structural Integrity Program* — ASIP). Przykładem mogą być zakupione przez Polskę samoloty F-16, dla których w ramach ASIP będą kolekcjonowane i przetwarzane zapisy z rejestratorów pokładowych dla wszystkich samolotów. Zużycie zmęczeniowe będzie wyliczane dla każdego samolotu w sposób indywidualny na podstawie jego rzeczywistej historii eksploatacji.

Indywidualne śledzenie zużycia zmęczeniowego statków powietrznych (ang. *Individual Aircraft Tracking* — IAT) jest standardowym postępowaniem w nowoczesnych programach zapewnienia integralności struktury. Aby możliwe było prowadzenie IAT, niezbędne jest spełnienie następujących warunków:

- wszystkie samoloty muszą być wyposażone w cyfrowe rejestratory parametrów lotu,
- musi być zorganizowany system sczytywania i archiwizacji danych w bazach lotniczych,
- musi być znana cała historia eksploatacji statku powietrznego.

W przypadku statków powietrznych, dla których powyższe warunki nie są spełnione (np. brak rejestratorów na wszystkich samolotach, niepełna informacja o dotychczasowej eksploatacji) możliwe jest inne rozwiązanie. Jest nim wyznaczenie średniego profilu eksploatacji dla grupy statków powietrznych. Jeśli po-

sługujemy się średnim profilem eksploatacji to przyjmujemy założenie, że statki powietrzne z określonej grupy eksploatowane są w podobny sposób. Założenie to jest prawdziwe dla samolotów tego samego typu, na których wykonywany jest jednakowy program szkolenia i najlepiej eksploatowanych w jednej bazie lotniczej [6]. Dla samolotów Su-22 przyjęto stosowanie profilu średniego opisującego całą populację eksploatowanych w Polsce samolotów.

Do konstrukcji średniego profilu wykorzystuje się wszelkie dostępne źródła informacji o historii eksploatacji danej populacji statków powietrznych, w tym:

- a) program szkolenia lotniczego,
- b) zapisy w dokumentacji samolotów (ewidencja wykonywanych lotów),
- c) dostępne zapisy z rejestratorów parametrów lotu,
- d) komputerowe systemy wspomagania eksploatacji.

Lot każdego statku powietrznego może być podzielony na elementarne części składowe, nazywane fazami. Fazami lotu mogą być np.: wznoszenie, lot poziomy, zakręt, nurkowanie itp. Dla każdego typu statku powietrznego można zdefiniować inne fazy lotu. Przy podziale na fazy lotu należy uwzględnić obciążenia, jakie działają na konstrukcję. Ilość wyszczególnionych faz lotu ma wpływ na dokładność dalszych obliczeń. W praktyce liczba wyodrębnionych faz lotu wynosi około dwudziestu.

Do opracowania średniego profilu eksploatacji samolotów Su-22 wykorzystano zapisy danych z rejestratorów pokładowych, obejmujące około 250 tysięcy godzin lotu. Na tej podstawie wyznaczono procentowy udział poszczególnych faz lotu samolotu w jego profilu eksploatacji. To właśnie różnice w profilach eksploatacji samolotów u różnych użytkowników są przyczyną tego, że okres bezpiecznej eksploatacji płatowców jest inny dla każdego użytkownika i nie może być określony precyzyjnie przez producenta przed rozpoczęciem użytkowania samolotu.

Procentowa zawartość dla wybranych faz lotu w średnim profilu eksploatacji samolotu Su-22 przedstawiona jest w tabeli 1.

TABELA 1

Procentowy udział wybranych klas lotu w średnim profilu eksploatacji Su-22

Nazwa fazy lotu	Udział procentowy w profilu średnim
Lot po prostej — ustalony	24,95%
Zakręt ustalony 30-45°	7,14%
Nurkowanie	0,18%

Przeprowadzenie obliczeń zmęczeniowych wymaga znajomości tzw. widma obciążenia. Widmo obciążenia jest charakterystycznym przebiegiem czasowym zmian odkształcenia (ewentualnie naprężenia lub obciążenia) dla badanego elementu (np. węzeł mocowania skrzydła) z uwzględnieniem profilu eksploatacji. Wyznaczenie

widm obciążenia badanych elementów poprzedzone było wykonaniem badań w locie. Celem badań w locie był pomiar zmian odkształceń oraz sił wewnętrznych w wybranych lokalizacjach struktury płatowca dla wszystkich zdefiniowanych faz lotu.

Przygotowanie płatowca Su-22 do badań w locie odbyło się w Wojskowych Zakładach Lotniczych Nr 2 w Bydgoszczy, gdzie podczas remontu zabudowano w wytypowanych miejscach czujniki tensometryczne oraz przygotowano miejsce do wbudowania rejestratorów KAM-500 [7]. Na tak przygotowanym samolocie Su-22 przeprowadzono serię lotów badawczych, podczas których prowadzono rejestrację sygnałów z czujników tensometrycznych oraz pokładowej maszyny cyfrowej. Parametry zarejestrowane podczas lotów badawczych pozwalają na dwutorową analizę wyników jako:

- pomiar odkształceń w miejscach, gdzie zamontowano czujniki tensometryczne,
- pomiar wybranych sił uogólnionych w złożonym stanie obciążenia.

Podczas lotów badawczych samolot wykonywał wielokrotnie zdefiniowane fazy lotu. Następnie z zarejestrowanych danych pomiarowych, w oparciu o średni profil eksploatacji, utworzono widma obciążeń dla określonych lokalizacji. Do przeprowadzania obliczeń zmęczeniowych wygenerowano bloki obciążeń odpowiadające dziesięciogodzinnej eksploatacji samolotu.

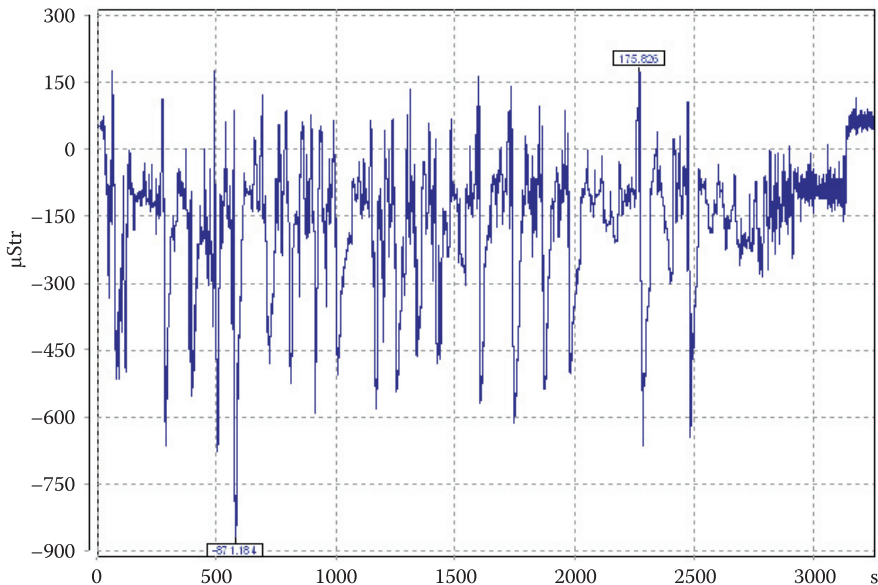
### 3. Widmo obciążeń dla głównego węzła mocowania skrzydła

Główny węzeł mocowania skrzydła, jako element o dużym znaczeniu dla bezpieczeństwa konstrukcji, podczas badań w locie został potraktowany w sposób szczególny. W obszarze tego węzła zamontowano kilka czujników tensometrycznych, których sygnały mogą być użyte bezpośrednio do wyznaczenia widma obciążeń węzła (rys. 1). Dodatkowo w skrzydle samolotu wbudowano układ czujników pozwalający na wyznaczenie momentu gnącego dla całego skrzydła.



Rys. 1. Lokalizacja czujnika tensometrycznego na uchu węzła mocowania skrzydła (tensometr umieszczony był w miejscu etykiety z opisem pokazanej na rysunku)

Na rysunku 2 przedstawiono przebieg zarejestrowanych zmian odkształceń podczas jednego z lotów badawczych, przez tensometr umieszczony na uchu głównego węzła mocowania (rys. 1). Na wykresie rozciąganiu ucha przyporządkowano ujemną wartość odkształcenia. Oś rzędnych na rysunku 2 przedstawia czas lotu badawczego w sekundach. Na osi odciętych przedstawione są odkształcenia mierzone w mikroStrainach ( $1 \mu\text{Str} = 10^{-6} \text{ m/m}$ ).



Rys. 2. Przebieg zmian odkształcenia na uchu GWMS

Na podstawie wyników skalowania fizycznego układu tensometrów oraz przeprowadzonych analiz statystycznych głównego węzła mocowania wyznaczono matematyczne zależności pozwalające na obliczenie wartości momentu gnącego i siły tnącej w połączeniu skrzydła z kadłubem na podstawie wskazań tensometrów. Symbole SKL\* występujące w poniższych wzorach są nazwami własnymi kanałów pomiarowych

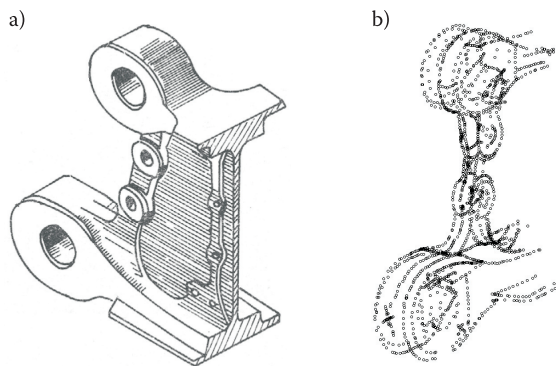
całe skrzydło w pozycji 45°

$$\text{siła tnąca} \quad TN = 495 \text{ SKL2} - 1082 \text{ SKL7} \quad (1)$$

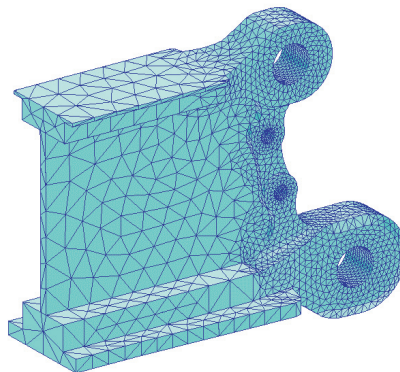
$$\text{moment gnący} \quad MX1 = 753 \text{ SKL2} - 444 \text{ SKL4} \quad (2)$$

#### 4. Model numeryczny węzła mocowania skrzydła

Brak dostępu do fabrycznej dokumentacji technicznej wymusił użycie techniki projektowania odwrotnego (ang. Reverse Engineering), która pozwala odwzorować badany element na podstawie rzeczywistego obiektu. Podczas wykonywania pomiarów kształtu węzłów konstrukcyjnych wykorzystany został skaner MicroScribe 3DX, pozwalający na ręczny pomiar geometrii. Pomiar kształtu skanerem 3D odbywa się dotykowo, a jego wynikiem jest lista współrzędnych X, Y, Z punktów na powierzchni badanego elementu. Współrzędne z pomiaru kształtu, w zależności od posiadanego oprogramowania, mogą zostać zapisane w postaci jawnej, np. w pliku tekstowym lub bezpośrednio w środowisku CAD. Oprogramowanie do obsługi skanera pozwala na pomiar w układzie współrzędnych przypisanych do skanera lub w układzie zdefiniowanym przez użytkownika [2]. Wyniki pomiarów importowano bezpośrednio do środowiska MSC.Patran dzięki wykorzystaniu odpowiedniej procedury napisanej w języku PCL (Patran Command Language).



Rys. 3. Czoło belki głównej: a) szkic węzła głównego; b) wynik pomiaru kształtu skanerem 3D



Rys. 4. Model MES elementu węzła głównego — czoło belki głównej

Po uzyskaniu przestrzennych map punktów czoła belki głównej przystąpiono do budowania modeli numerycznych, które zostały wykorzystane w dalszych analizach wytrzymałościowych. Podstawowym narzędziem do modelowania i obróbki uzyskanych danych był program MSC.Patran, w którym przygotowano modele wszystkich badanych elementów pod kątem analiz statyki liniowej i numerycznego szacowania trwałości zmęczeniowej.

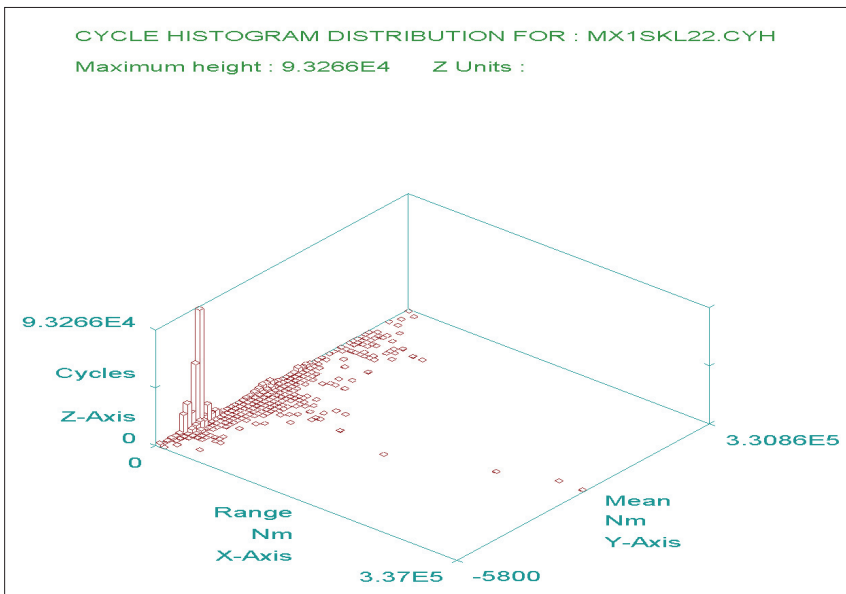
## 5. Numeryczna analiza wytrzymałości zmęczeniowej

Numeryczną analizę trwałości zmęczeniowej wykonano metodą bezpiecznej krzywej S-N. Posłużono się komercyjnym programem MSC.Fatigue. Zastosowanie programu komercyjnego wymusiło kolejność wykonywania obliczeń:

- a) opracowanie widma obciążeń w postaci macierzy cykli,
- b) zdefiniowanie bezpiecznej krzywej S-N,
- c) wykonanie numerycznej analizy stanu naprężenia w GWMS,
- d) wykonanie obliczeń trwałości zmęczeniowej.

### 5.1. Opracowanie widma obciążeń w postaci macierzy cykli

Na potrzeby obliczeń trwałości zmęczeniowej rzeczywisty sygnał zmian odkształcenia (tzw. widmo obciążenia) poddaje się zabiegowi zliczania cykli.



Rys. 5. Wykres liczby cykli zmęczeniowych widma obciążenia GWMS

Istnieje kilka algorytmów zliczania cykli, z których najpopularniejsze to metoda płynącego deszczu (ang. *rain flow*) i metoda rozpiętości par (ang. *range pair*). Obie metody prowadzą do jednakowych wyników [10]. W wyniku działania algorytmu zliczającego cykle uzyskujemy informacje o liczbie cykli, ich amplitudzie oraz chwilowej wartości średniej dla każdego cyklu. Informacje te można przedstawić na wykresie słupkowym. Na rysunku 5 pokazano wykres liczby cykli dla dziesięciogodzinnego widma obciążeń GWMS samolotu Su-22.

Na przedstawionym wykresie wysokość słupka reprezentuje liczbę cykli (ang. *cycles*) a położenie słupka w płaszczyźnie wykresu informuje o magnitudzie (ang. *Range*) i wartości średniej (ang. *Mean*) cykli. Do obliczeń trwałości GWMS użyto widma reprezentującego zmiany obciążenia węzła momentem gnącym. Na prezentowanym wykresie słupkowym zarówno wartości magnitudy, jak i wartości średniej wyrażone są w niutonometrach.

## 5.2. Zdefiniowanie bezpiecznej krzywej S-N

Decydującą rolę w szacowaniu trwałości zmęczeniowej metodą S-N pełni krzywa Wöhlera (S-N), określająca zależność między czasem eksploatacji (liczbą cykli) a naprężeniami. Wyznaczenie średniej krzywej S-N wymaga prowadzenia długotrwałych i kosztownych badań. W takich wypadkach pomocne są komercyjne bazy danych, zawierające zbiorcze informacje o materiałach, takie jak ESDU (Engineering Sciences Data Unit) [10]. Wiedząc, że elementy węzła i przegubu głównego wykonano ze stali 30HGSNA, jej dane wprowadzono do bazy informacji o materiałach w programie MSC.Fatigue. Wytrzymałość zmęczeniową dla tego materiału w zakresie małej liczby cykli można opisać zależnością [9]:

$$\lg \sigma_a = -0,067 \lg(2N_f) + 3,2585. \quad (3)$$

Brakujący opis krzywej S-N w zakresie wysokocyklowym oszacowano na podstawie wykresów zbiorczych dla stali zawartych w ESDU [10].

Średnia krzywa zmęczeniowa S-N nie nadaje się do bezpośredniego stosowania w przypadku konstrukcji lotniczych, ponieważ zawiera informację o średnim czasie do uszkodzenia. Innymi słowy, około połowa z szacowanych na jej podstawie konstrukcji uległaby uszkodzeniu wcześniej niż wskazałyby obliczenia. Aby uniknąć takiej sytuacji, obliczenia prowadzi się dla bezpiecznej krzywej S-N. Bezpieczną krzywą S-N konstruuje się na podstawie średniej krzywej S-N z uwzględnieniem odpowiednich współczynników bezpieczeństwa [11]. W normie [11] wyróżniono dwa rodzaje współczynnika bezpieczeństwa:

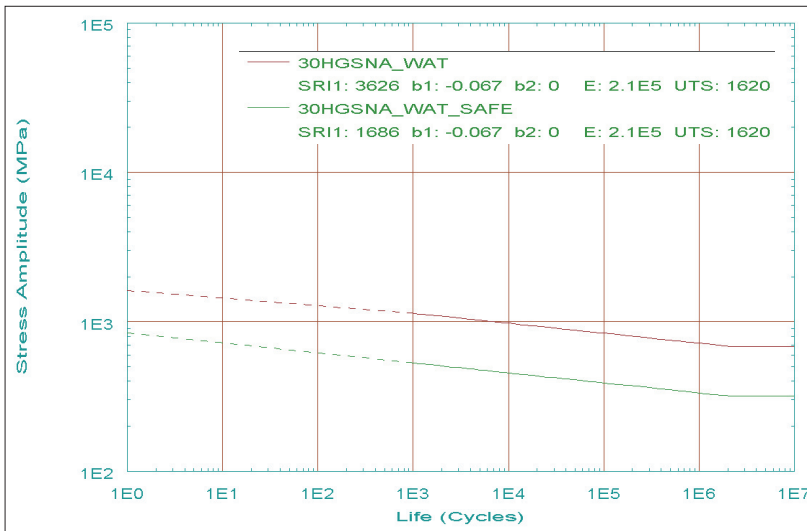
- współczynnik bezpieczeństwa ze względu na trwałość —  $\eta_N$ ,
- współczynnik bezpieczeństwa ze względu na poziom naprężeń —  $\eta_S$ .



Do obliczeń trwałości samolotu Su-22 przyjęto następujące wartości wyżej wymienionych współczynników:

- $\eta_N = 8,4$ ,
- $\eta_S = 2,15$ .

Na rysunku 6 przedstawiono średnią krzywą S-N dla materiału 30HGSNA (oznaczoną jako 30HGSNA\_WAT) oraz bezpieczną krzywą S-N (oznaczoną na rysunku jako 30HGSNA\_WAT\_SAFE). Oś rzędna wykresu na rysunku 6 przedstawia trwałość mierzoną w liczbie cykli, oś odciętych przedstawia amplitudę cykli zmęczeniowych w MPa. Zastosowano skalę logarytmiczną dla obu osi wykresu.



Rys. 6. Krzywe S-N dla stali 35HGSNA

### 4.3. Wykonanie numerycznej analizy stanu naprężenia w GWMS

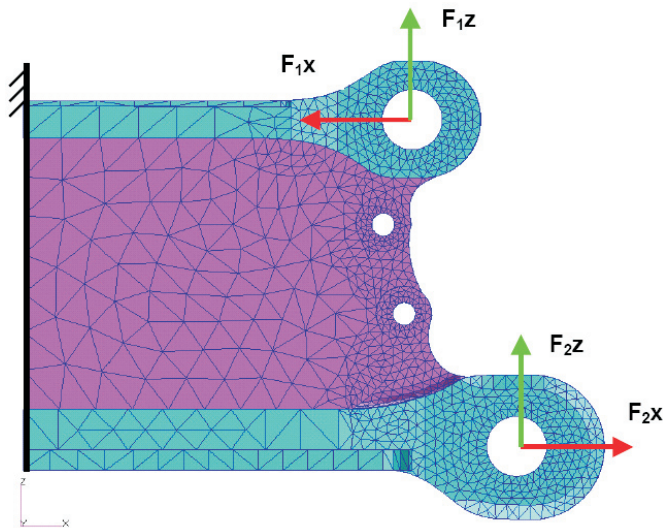
Kolejna faza obliczeń polegała na wyznaczeniu pola naprężeń dla obciążenia jednostkowym momentem gnącym. Obliczenia te wykonano metodą elementów skończonych (MES).

Po przygotowaniu modeli MES węzła głównego ustanowiono warunki brzegowe i obciążenia. Model utwierdzono w przekroju dźwigara skrzydła, a obciążano siłami skupionymi w węzłach leżących na wewnętrznych powierzchniach otworów węzła. Przyjęto również założenie, że rozkład ciśnienia w otworach mocowania jest opisany funkcją (4)

$$P(\theta) = \begin{cases} A \cos \theta & \text{dla } -90^\circ < \theta < 90^\circ \\ 0 & \text{dla } 90^\circ < \theta < 270^\circ, \end{cases} \quad (4)$$

gdzie:  $P(\theta)$  — ciśnienie [Pa];  
 $A$  — współczynnik skalujący [Pa];  
 $\theta$  — kąt w lokalnym cylindrycznym układzie współrzędnych  
 ( $\theta = 0$  w kierunku rozciągania ucha).

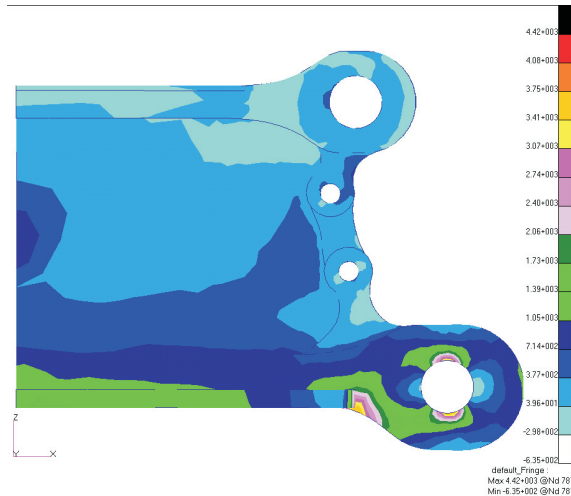
Obciążenia otworów uwzględniały działanie momentu gnącego oraz siły tnącej. Przy wyznaczaniu wartości sił wymuszających wzięto pod uwagę położenie osi obojętnej w dźwigarze skrzydła oraz odległość środka parcia od GWMS. Sposób obciążenia modelu pokazany jest na rysunku 7.



Rys. 7. Sposób utwierdzenia i obciążenia modelu

Wartości sił  $F_1$  i  $F_2$  zostały wyznaczone na podstawie zależności teoretycznych przy założeniu, że odległość środka parcia od GWMS jest równa 1,4 m. Model MES obciążono za pomocą sił skupionych, przyjmując sinusoidalny rozkład sił na wewnętrznych powierzchniach otworów.

Wynikiem przeprowadzonych obliczeń statyki liniowej jest rozkład naprężeń w GWMS przedstawiony na rysunku 8.



Rys. 8. Rozkład naprężeń głównych maksymalnych dla obciążenia ekwiwalentnego do jednostkowego momentu gnącego

#### 5.4. Wykonanie obliczeń trwałości zmęczeniowej

Do szacowania trwałości zmęczeniowej elementów węzła głównego skrzydła samolotu Su-22 użyto oprogramowania MSC.Fatigue, pracującego we wspólnym środowisku graficznym MSC.Patran. W programie MSC.Fatigue można wykonać standardowe obliczenia trwałości w oparciu o krzywą S-N. Dla każdego z węzłów modelu MES określony jest poziom naprężeń. Program wykonuje obliczenia trwałości na podstawie hipotezy o liniowej kumulacji uszkodzeń. Możliwe jest uwzględnienie naprężeń średnich cyklu poprzez wprowadzenie korekty jego amplitudy (korekcja Goodmana lub Gerbera) (5):

$$\frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_u} = 1 \quad \text{hipoteza Goodmana} \tag{5}$$

$$\frac{\sigma_a}{S_e} + \left(\frac{\sigma_m}{S_u}\right)^2 = 1 \quad \text{hipoteza Gerbera,}$$

gdzie:  $\sigma_a$  — amplituda cyklu naprężenia [Pa];  
 $\sigma_m$  — wartość średnia cyklu naprężenia [Pa];  
 $S_e$  — amplituda ekwiwalentna dla cyklu o zerowej wartości średniej [Pa];  
 $S_u$  — wytrzymałość na rozciąganie [Pa].

W wyniku przeprowadzonych obliczeń wyznaczono trwałość zmęczeniową węzła, która przewyższa rewers nadany przez producenta samolotu. Tabela 2 zawiera wyniki obliczeń trwałości GWMS.

TABELA 2

Wyniki obliczeń trwałości GWMS

	Korekcja naprężeń średnich		
	Brak korekcji	Goodman	Gerber
Trwałość	2 950 000 h	126 000	1 910 000

## 5. Wnioski

W niniejszej pracy przedstawiono sposób numerycznego szacowania trwałości zmęczeniowej GWMS samolotu Su-22. Właściwe obliczenia trwałości zmęczeniowej wykonywane są przez program MSC.Fatigue. W zagadnieniach zmęczenia jednoosiowego rola programu Fatigue sprowadza się do prostych operacji matematycznych, które mogą być z łatwością przeprowadzone przez arkusz kalkulacyjny. Zasadnicza trudność w przeprowadzeniu analizy trwałości polega na przygotowaniu danych dla końcowych obliczeń. Dane te muszą obejmować: bezpieczną krzywą S-N, widmo obciążeń i rozkład naprężeń. Obliczenia trwałości zmęczeniowej metodą krzywej S-N powinny być uzupełnione analizą szybkości rozwoju pęknięć w rozpatrywanych elementach metodą da/dN. Kompleksowa analiza wraz z przeprowadzanymi inspekcjami stanu technicznego może zapewnić bezpieczną eksploatację statku powietrznego w zadanym okresie czasu.

Artykuł wpłynął do redakcji 16.02.2006 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano w czerwcu 2006 r.

## LITERATURA

- [1] *Opis techniczny — Samolot 54UM3K — Płatowiec*, Poznań, 1988.
- [2] P. SZAMBORSKI, *Modele komputerowe GWM skrzydła samolotu Su-22, gniazda mocowania GWM i wspornika mocowania statecznika poziomego*, Sprawozdanie, ITWL, 2004.
- [3] MIL-STD-1530B(USAF), Aircraft Structural Integrity Program (ASIP).
- [4] *Metodyka oceny trwałości struktury samolotu Su-22*, Metodyka, 5, 31, ITWL, Warszawa, 2004.
- [5] S. KLIMASZEWSKI, M. KURDELSKI, *Pomiar sił w elementach struktury samolotu Su-22*, Materiały VI Konferencji „Metody i technika badań statków powietrznych w locie”, Mrągowo, 15-18.06.2004, Wyd. ITWL, 2004.
- [6] A. LESKI i in., *Badanie dotychczasowego profilu użytkowania (intensywności eksploatacji) samolotów MiG-29 przejętych z lotnictwa Niemiec oraz porównanie z profilem użytkowania*

- samolotów MiG-29 dotychczas eksploatowanych w LSZ RP*, Sprawozdanie nr 80/31/2005, ITWL, Warszawa, 2005.
- [7] Biuletyn konstrukcyjny nr P,O,R,U/4649/K/2003, *Samolot Su-22 M4 nr 27412; dotyczy: zabudowy systemu KAM-500 do pomiaru obciążeń w elementach samolotu Su-22 M4 w wybranych fazach lotu*, ITWL, Warszawa, 2003.
- [8] A. Olejnik i in., *Opracowanie metodyki pomiarów współrzędnościowych samolotu Su-22 na potrzeby opracowania modelu w systemie CAD*, Część I, ITWL, Warszawa, 2004.
- [9] S. Ochelski, R. Gieleta, A. Kiczko, *Wytrzymałość zmęczeniowa stali 30HGSNA w zakresie małej liczby cykli*, Biul. WAT, LI, 11, Warszawa, 2002.
- [10] Engineering Sciences Data Unit Fatigue/Endurance Data, [www.esdu.com](http://www.esdu.com).
- [11] Fatigue Damage Tolerance Service Monitoring, Leaflet 201/6, (RAF) Def Stan 00-970, vol. 1, Oct. 1987.

M. KURDELSKI, R. BARANIECKI, A. LESKI

#### **Numerical calculations of fatigue life of a wing-root main joint of a military plane**

**Abstract.** Assessment of the fatigue life of the Su-22 wing-root joint was the purpose of the work. Numerous tasks have been carried out, e.g., operational profile analysis, flight tests, stress measurement, as well as numerical calculations. The general algorithm of this complex work was presented in this paper. The applied methods and instrumentation were described. Fatigue life calculations was carried out using idea of S-N safe curve based on the real load spectrum and on the stress distribution calculated by means of FE technique.

**Keywords:** fatigue life, S-N curve, FE, load spectrum

**Universal Decimal Classification:** 623.746.01