



Analiza trwałości zmęczeniowej połączenia skrzydło–centropłat samolotu myśliwskiego

STANISŁAW KACHEL, ADAM KOZAKIEWICZ, TOMASZ ŁĄCKI

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej,
00-908 Warszawa, ul. S. Kaliskiego 2

Streszczenie. Praca przedstawia wyniki analiz numerycznych modelu węzła siłowego układu skrzydło–centropłat samolotu MiG-29. Do celów obliczeń zbudowano model numeryczny wybranych elementów konstrukcji samolotu w obrębie węzła siłowego układu skrzydło–centropłat, który następnie poddano analizie statycznej i zmęczeniowej, wykorzystując metodę elementów skończonych oraz sposób podejścia do analizy konstrukcji zawarty w opracowaniu [5]. Dodatkowo podjęto próbę adaptacji metodyki obliczeń zmęczeniowych przedstawioną w [1] oraz obliczono przy jej wykorzystaniu trwałość zmęczeniową wspomnianego węzła. Wykonane modele stanowią podstawę do oceny wytrzymałości statycznej konstrukcji na obciążenia wynikające z obwiedni obciążen oraz trwałości zmęczeniowej konstrukcji wraz z wpływem uszkodzeń na trwałość zmęczeniową.

Słowa kluczowe: mechanika, modelowanie układów wytrzymałościowych, wytrzymałość konstrukcji lotniczych, trwałość zmęczeniowa.

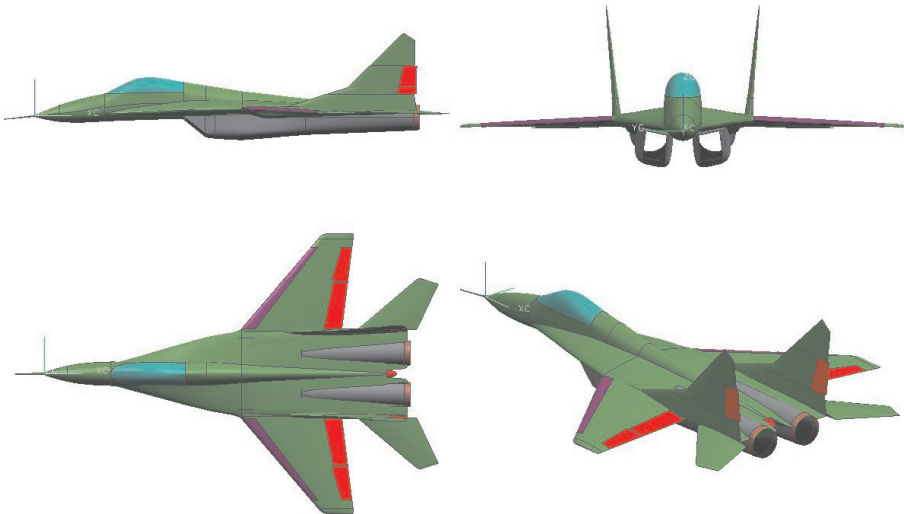
1. Model geometryczny

Model geometryczny układu siłowego skrzydło–centropłat samolotu MiG-29 (rys. 1) — zbudowano model powierzchniowy (rys. 2). Utworzony model posłużył jako wyjściowy obrys zewnętrzny bryły samolotu. Nazwy i rozmieszczenie elementów siłowych zaczerpnięto z kompletu dokumentacji technicznej samolotu MiG-29 (książka nr 1, *Układy płatowca*). Z uwagi na brak dostępu do pełnej dokumentacji konstrukcyjnej konieczne było wykorzystanie zdjęć i rysunków wykonanych podczas pomiaru węzła siłowego układu skrzydło–centropłat samolotu MiG-29.

Komplet dokumentacji technicznej pozwolił na ustalenie położenia i zidentyfikowanie elementów siłowych konstrukcji. Zawarte w nim dane dotyczyły przede



Rys. 1. MiG-29 przed hangarem Instytutu Techniki Lotniczej WAT

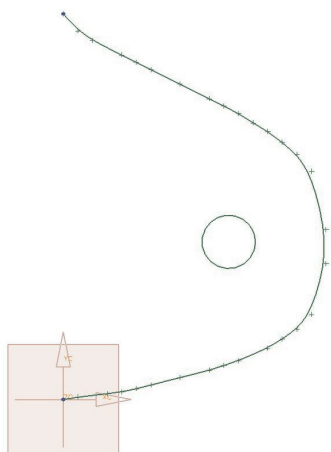


Rys. 2. Model powierzchniowy samolotu MiG-29

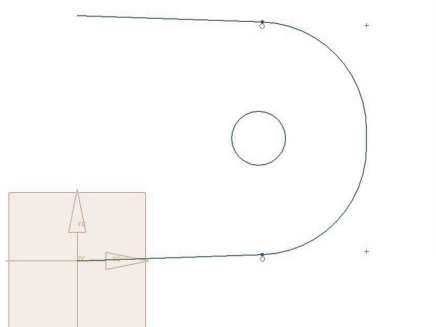
wszystkim ogólnego opisu struktury siłowej, technologii oraz materiałów użytych do jej wykonania. Położenie i kształt okuć skrzydło–kadłub zostało określone na podstawie ich pomiarów, w trakcie których sporządzono szkice użyte następnie do modelowania geometrii.

Na rysunkach 3 do 8 przedstawiono szkice okuć użyte podczas modelowania, zapewniające odpowiedni poziom szczegółowości. Dobór parametrów oraz stopnia krzywej opracowano w oparciu o metody podane w [7] Skala rysunków nie jest jednakowa, dodatkowa linia na każdym z rysunków ma długość 50 mm.

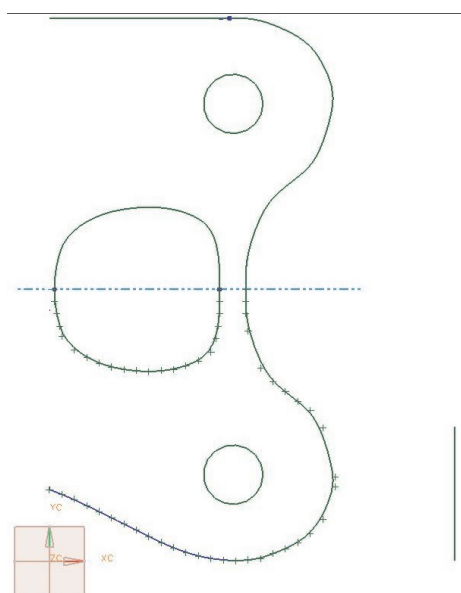
W pracy analizowano jedynie trwałość zmęczeniową węzłów siłowych układu skrzydło–centropłat, w związku z tym ograniczono się jedynie do modelowania zbiornikowej części kadłuba oraz skrzydła. Ze względu na dużą liczbę elementów skończonych koniecznych do dyskretyzacji modelu geometrycznego, wykonano jedynie model układu siłowego położonego blisko węzłów mocowania.



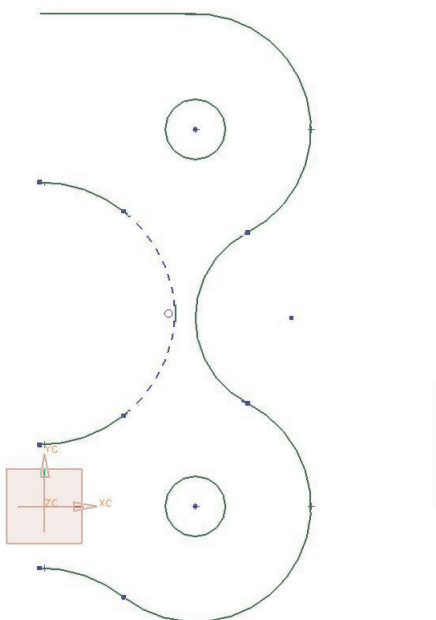
Rys. 3. Szkic okucia przedniej ścianki (skrzydło)



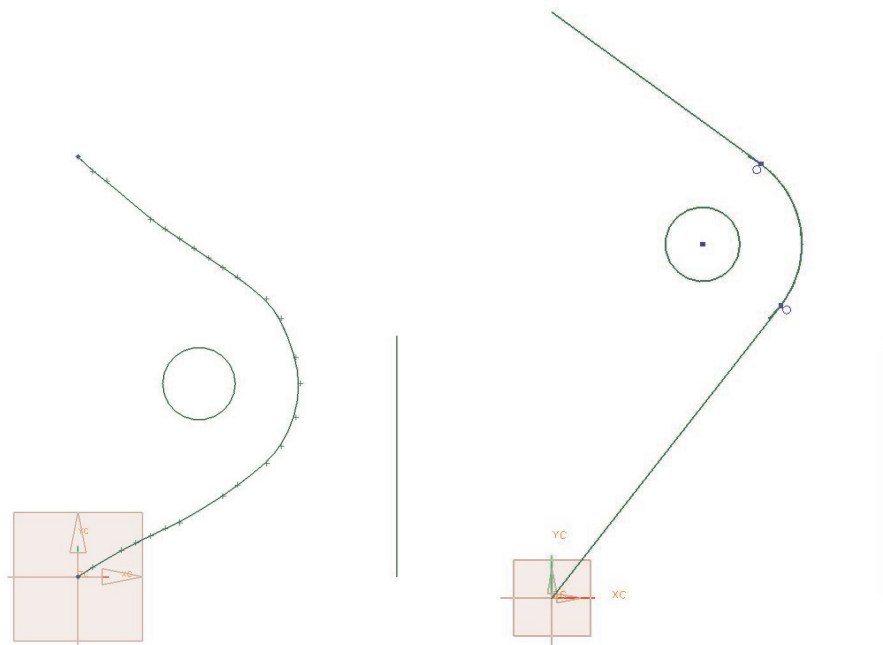
Rys. 4. Szkic okucia na wrędze nr 5A (kadłub)



Rys. 5. Szkic okucia dźwigara (skrzydło)



Rys. 6. Szkic okucia na wręgach nr 6, 6W, 7 (kadłub)



Rys. 7. Szkic okucia tylnej ścianki (skrzydło)

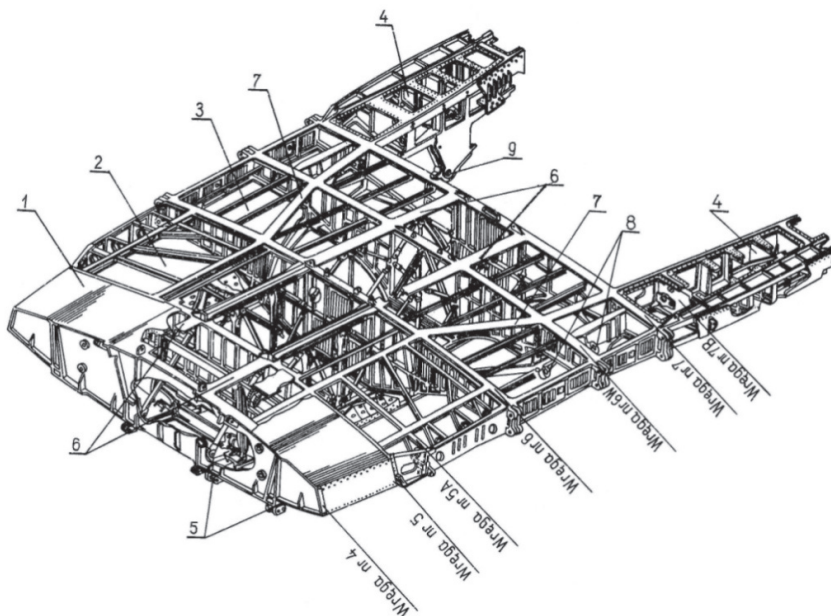
Rys. 8. Szkic okucia na wrędze nr 7B (kadłub)

2. Analiza konstrukcji kadłuba

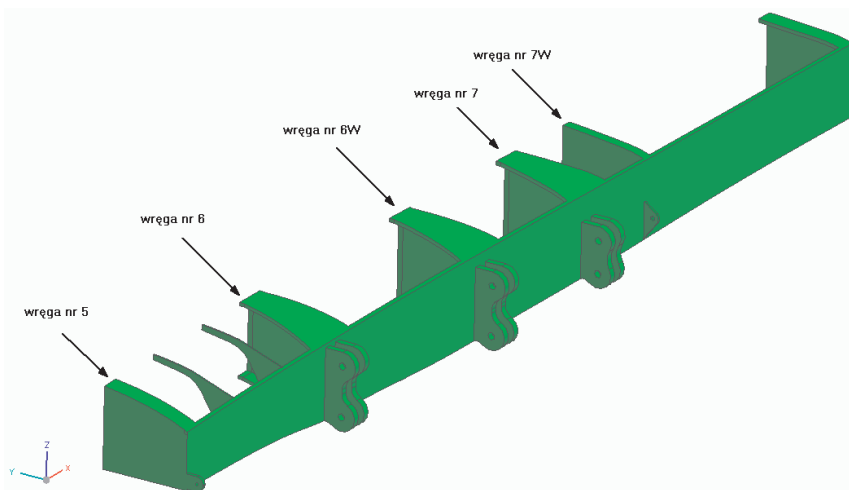
Pod względem siłowym środkowa część kadłuba, od wręgi nr 4 do wręgi nr 7 (rys. 9), jest konstrukcją, której wręgi główne nr 6, nr 6W i nr 7 są przedłużeniem dźwigarów skrzydła. Wręgi tej części kadłuba połączone są sześcioma belkami wzdłużnymi. Na podstawie dostępnej dokumentacji opracowano model geometryczny struktury siłowej zbiornikowej części kadłuba (rys. 10).

Środkowa część kadłuba wyposażona jest w węzły mocowania:

- przedniej części kadłuba, o konstrukcji skorupowej,
- tylnej części kadłuba, w której skład wchodzi trzy belki wzdłużne o przekroju skrzynekowym,
- mocowania skrzydła:
 - węzły na zbiorniku nr 2 (wręga nr 5A — mocowanie przedniej ścianki),
 - węzły na zbiorniku nr 3 (wręga nr 6 — mocowanie dźwigara nr 1, wręga nr 6W — mocowanie dźwigara nr 2 i wręga nr 7 — mocowanie dźwigara nr 3),
 - węzły na zbiornikach nr 3A (wręga nr 7B — mocowanie tylnej ścianki).



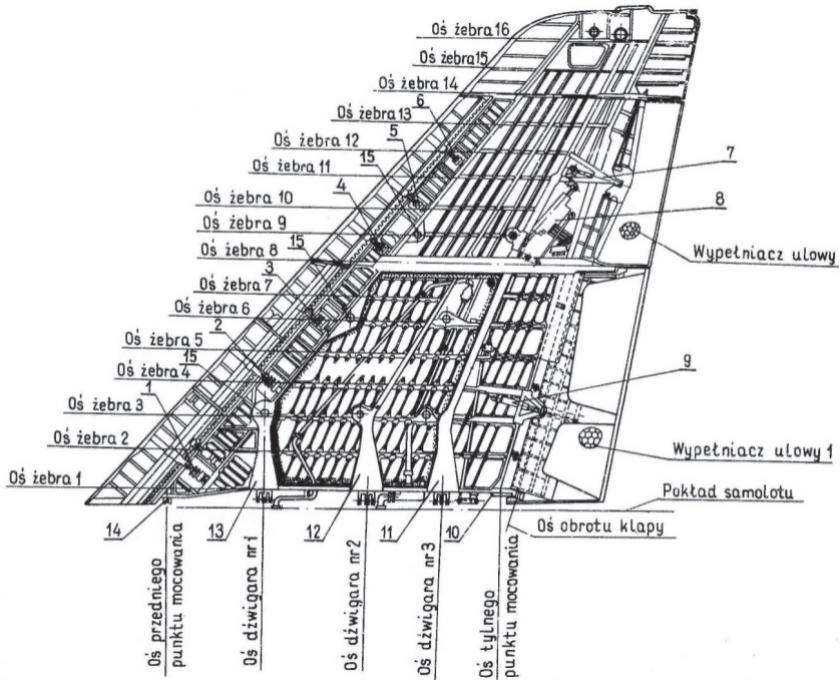
Rys. 9. Zbiornikowa część kadłuba (1 — zbiornik nr 1, 2 — zbiornik nr 2, 3 — zbiornik nr 3, 4 — zbiornik nr 3A, 5 — węzły mocowania dyfuzorów wlotowych, 6 — belka nr 1, 7 — belka nr 2, 8 — węzły mocowania głównej goleni podwozia, 9 — węzeł mocowania silnika) [3]



Rys. 10. Model geometryczny struktury siłowej zbiornikowej części kadłuba (rozważany fragment)

3. Analiza konstrukcji skrzydła

Skrzydło (rys. 11) wykonano z materiałów zamieszczonych w tabeli 1 z elementami kompozytowymi połączonymi nitami lub śrubami. Skrzydło ma kształt trapezu i jest zwichrzone aerodynamicznie.



Rys. 11. Elementy szkieletu siłowego skrzydła

TABELA 1

Materiały konstrukcyjne skrzydła

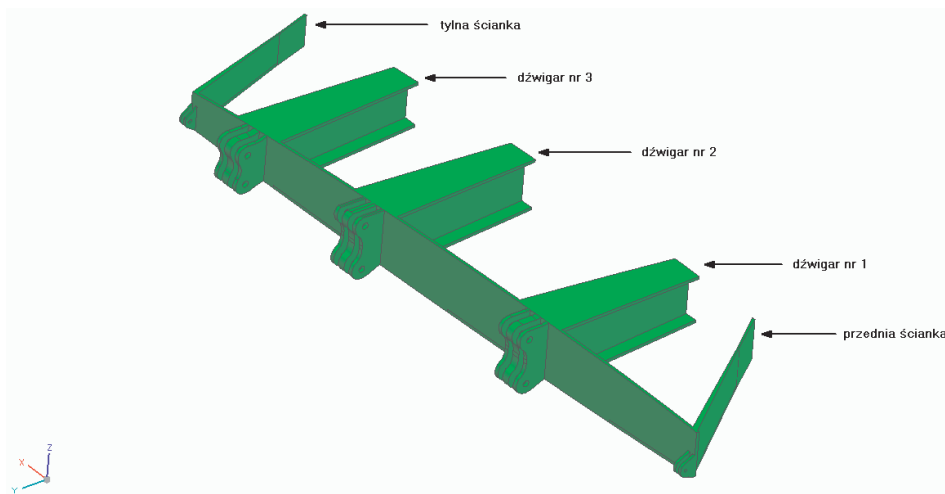
Materiał	Element konstrukcji
Stop aluminium B95	Przednia ścianka; tylna ścianka; żebra nr 1, 3, 6, 8, 9, 11 — w całości; żebro nr 14 — środkowa i tylna część; pokrycie górne; pokrycie dolne; dźwigary
Stop magnezu GA8	Przednia część żebra nr 14
Stal 40HMNA	Węzły mocowania skrzydła

Szkielet każdego skrzydła tworzą:

- przednia ścianka,
- dźwigary nr 1, nr 2 i nr 3,

- ścianka tylna,
- 16 żeber,
- pokrycie siłowe.

Ścianka przednia i ścianka tylna tłoczone są ze stopu aluminium. Dźwigary składają się z górnego i dolnego pasa oraz ścianki, mają kształt dwuteowy. Żebra nr 1, 3, 6, 8, 9, 11 i 14 są żebrami siłowymi. Żebro nr 1 (nasadowe) wytłoczone jest ze stopu aluminium. W przedniej jego części znajdują się ucha przedniego punktu połączenia skrzydła z kadłubem. W tylnej części, na wysokości tylnej ścianki, znajduje się tylny punkt mocowania. Okucia mocowania dźwigarów umieszczone są w płaszczyznach wręg kadłuba nr 6, 6W i 7. Żebra siłowe wykonano ze stopu aluminium. Górne i dolne pokrycie skrzydła wykonano z aluminiowych płyt prasowanych obrobionych mechanicznie. Pokrycie końcowej części skrzydła wykonano z blachy aluminiowej. Wszystkie górne płyty (cztery) zamocowane są do siłowego szkieletu śrubami, a do półek żeber nitami. Model geometryczny układu siłowego skrzydła przedstawiono na rysunku 12.

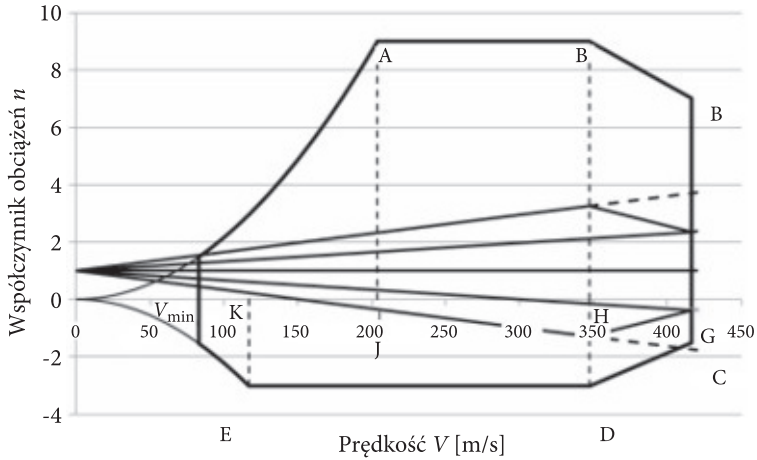


Rys. 12. Model geometryczny układu siłowego skrzydła (rozważany fragment)

4. Analiza obciążeń zewnętrznych samolotu MiG-29

Dla celów analizy statycznej wyznaczono wektor obciążeń skrzydła. Obliczono obwiednię obciążeń (rys. 13) oraz wyznaczono rozkład siły poprzecznej i momentu zginającego wzdłuż rozpiętości skrzydła.

Obliczenia obwiedni obciążeń przeprowadzono, wykorzystując przepisy MIL-A-8861B(AS) i przepisy MIL-A-8860B(AS), tabela nr 2 zawiera dane przyjęte do obliczeń.



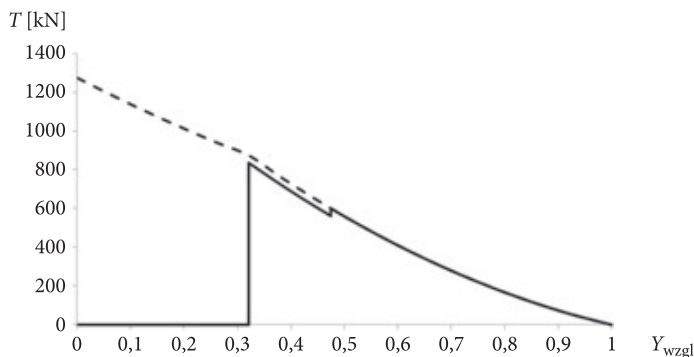
Rys. 13. Obwiednia obciążeń dopuszczalnych

TABELA 2

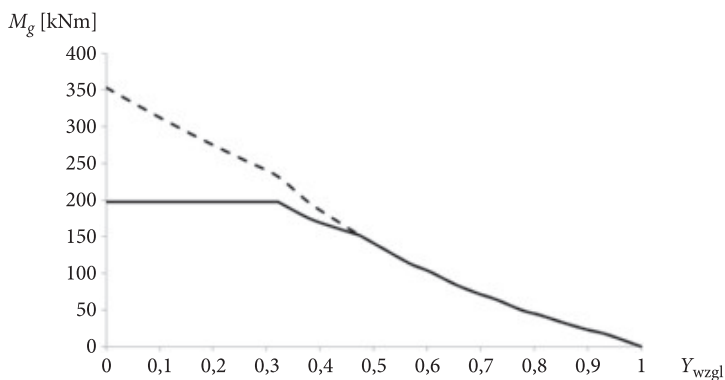
Dane przyjęte do obliczeń obwiedni obciążeń

Nazwa wielkości	Symbol	Wartość
Masa własna samolotu	m	14 900 kg
Powierzchnia płata	S	38 m ²
Prędkość maksymalna ($H = 0$ m)	V_{\max}	416,66 m/s (1500 km/h) [21]
Prędkość minimalna ($H = 0$ m)	V_{\min}	83,33 m/s (300 km/h) [21]
Maksymalny współczynnik siły nośnej	$C_{za \max}$	1,363 [20]
Minimalny współczynnik siły nośnej	$C_{za \min}$	-1,38 [20]
$\frac{dC_{za}}{d\alpha}$	a	3,334 [20]
Maksymalne dopuszczalne przeciążenie eksploatacyjne	n_{\max}	9 ($Ma < 0,85$), 7 ($Ma > 0,85$)
Minimalne dopuszczalne przeciążenie eksploatacyjne	n_{\min}	-3 ($Ma < 0,85$), -1,5 ($Ma > 0,85$)

W obliczeniach dotyczących rozkładu siły poprzecznej (rys. 14) i momentu zginającego (rys. 15) założono, że całą siłę nośną generuje skrzydło. Założenie to, jako konserwatywne, prowadzi do zwiększenia obciążenia węzła siłowego układu skrzydło-centropłat i w efekcie do zmniejszenia wyznaczonej trwałości zmęczeniowej.



Rys. 14. Rozkład siły poprzecznej T wzdłuż rozpiętości skrzydła

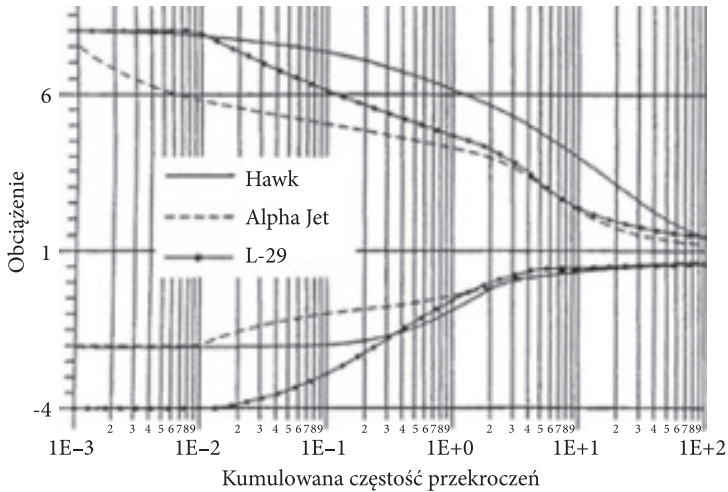


Rys. 15. Rozkład momentu zginającego M_g wzdłuż rozpiętości skrzydła

5. Spektrum obciążeń

Do obliczeń wykorzystano metodykę przedstawioną w [1]. Wprawdzie przedstawiony jest w niej sposób wyznaczania trwałości zmęczeniowej kompozytowego szybowca, jednakże podjęto próbę uogólnienia metody, tak by było możliwe określenie trwałości zmęczeniowej węzła siłowego układu skrzydło-centropłat samolotu MiG-29.

W pracy zamodelowane zostało spektrum obciążeń węzła siłowego w warunkach lotu treningowego. Oszacowanie trwałości zmęczeniowej węzła na podstawie przyjętego założenia będzie miało charakter konserwatywny. Podobnie jak poprzednio prowadzi to do zmniejszenia trwałości zmęczeniowej. Brak zapisu przebiegu obciążeń z pokładowego rejestratora parametrów lotu wymusił konieczność jego oszacowania. Jako wyjściowe przyjęto spektrum obciążeń dla samolotu szkolno-treningowego BAe Hawk (rys. 16), dostosowując je pod względem dopuszczalnych współczynników przeciążeń. Przyjęte spektrum dotyczy samolotu mniejszego

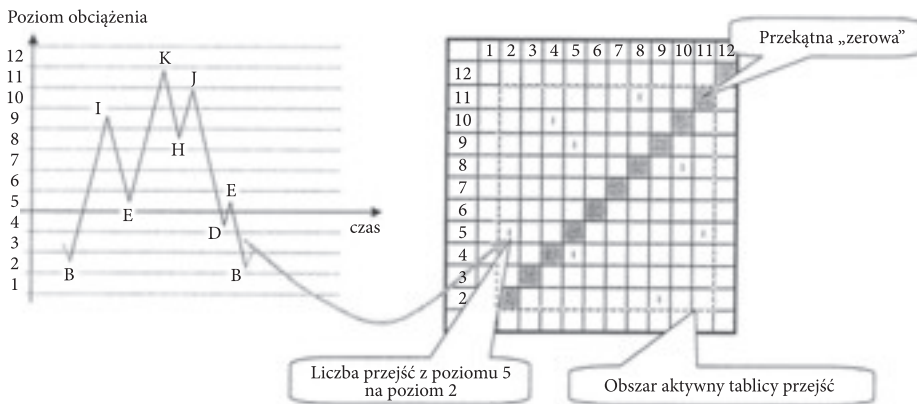


Rys. 16. Spektrum obciążeń samolotów szkolno-treningowych

i lżejszego — obciążenia od podmuchów w przypadku tego samolotu są większe niż dla samolotu MiG-29. Spektrum obciążeń opracowano dla pewnego okresu czasu nazywanego modelowym okresem eksploatacji.

Spektrum obciążeń przedstawiane jest najczęściej w postaci wykresu przyrostu obciążenia w funkcji kumulowanej częstości wystąpień w pewnym okresie czasu lub odcinku drogi. Nie przedstawia się zazwyczaj danych dotyczących rzeczywistego przebiegu, a jedynie postać przetworzoną. Działanie takie prowadzi do utraty informacji o poziomie odniesienia, względem którego przyrost został wyznaczony, oraz kolejności wystąpienia.

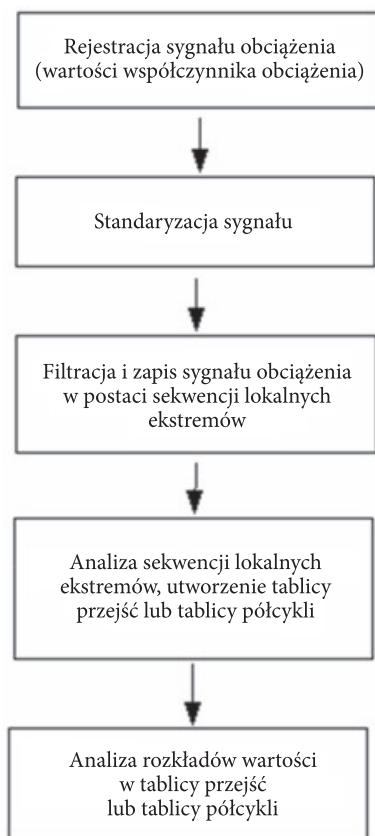
Zastosowana metoda oszacowania trwałości zmęczeniowej wymaga przedstawienia rzeczywistego przebiegu obciążeń w formie tablicy przejść [1, 2]. Tablica



Rys. 17. Sposób tworzenia tablicy przejść [1]

(rys. 17) tworzona jest na podstawie rzeczywistego przebiegu obciążenia i w pewnym sensie nie ztraca informacji o kolejności obciążeń. Można w przybliżeniu odtworzyć przebieg rzeczywisty, korzystając z teorii łańcuchów Markova. Przebieg rzeczywisty dyskretyzowany jest na pewną liczbę poziomów i filtrowany do postaci sekwencji lokalnych ekstremów. Komórka (i, j) tablicy zawiera liczbę przejść obciążenia z poziomu i na poziom j .

Gdy znany jest rzeczywisty przebieg obciążenia, procedura wyznaczania spektrum w formie tablicy przejść opisana jest na rysunku 18.



Rys. 18. Procedura wyznaczania spektrum obciążeń eksploatacyjnych

Standaryzacja polega na przypisaniu określonego poziomu obciążeń (PO) do wartości współczynnika obciążenia (n_z) według wzoru:

$$PO = \frac{\Delta PO}{\Delta n_z} n_z + \text{const.} \quad (1)$$

Filtracja polega na usunięciu z rzeczywistego przebiegu składowych o małych amplitudach (mających charakter zakłóceń i niewpływających istotnie na kumulację uszkodzeń konstrukcji) oraz likwidacji punktów przegięcia. W rezultacie przeprowadzonego filtrowania przebieg rzeczywisty będzie zastąpiony łamaną, której wierzchołkami są wyniki lokalne.

W kolejnym kroku wyznacza się tablicę przejść lub tablicę półcykli na podstawie przefiltrowanego przebiegu. W komórkach tablicy przejść zapisywane są sumy przejść z bieżącego poziomu na kolejny, tak że w komórce (i, j) tablicy przejść zawarta jest informacja o liczbie przejść z poziomu i na poziom j w przefiltrowanym przebiegu.

W procesie standaryzacji założono dyskretyzację obciążenia na 32 poziomy. Największej dopuszczalnej wartości przeciążenia odpowiada poziom 3, natomiast minimalnej wartości przeciążenia odpowiada poziom 31. Poziomy 1, 2 oraz 32 traktowane są jako rezerwowe.

Dla samolotu MiG-29 do obliczeń według wzoru (2) przyjęto dane z tabeli 2.

TABELA 3

Standaryzacja obciążenia

Lp.	Przeciążenie dopuszczalne	Poziom obciążenia
1	-3	31
2	9	3

Na podstawie powyższych danych wzór pozwalający przeliczyć przeciążenie na poziom obciążeń ma postać (otrzymaną wartość zaokrąglano do liczby całkowitej):

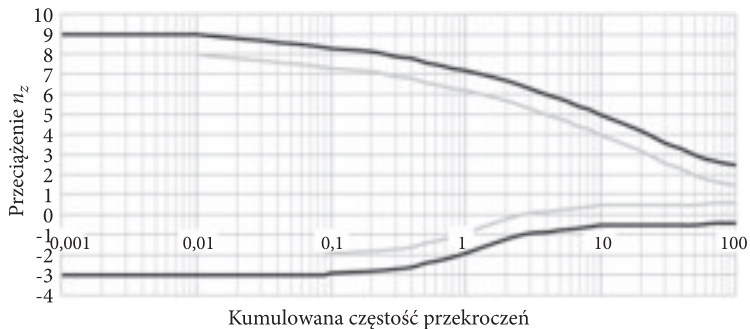
$$PO = \frac{\Delta PO}{\Delta n_z} n_z + \text{const} = -2,333n_z + 24. \quad (2)$$

6. Wykorzystane metody ekstrapolacji spektrum obciążeń

6.1. Metoda I — ekstrapolacja poprzez przeskalowanie zakresu danych pomiarowych

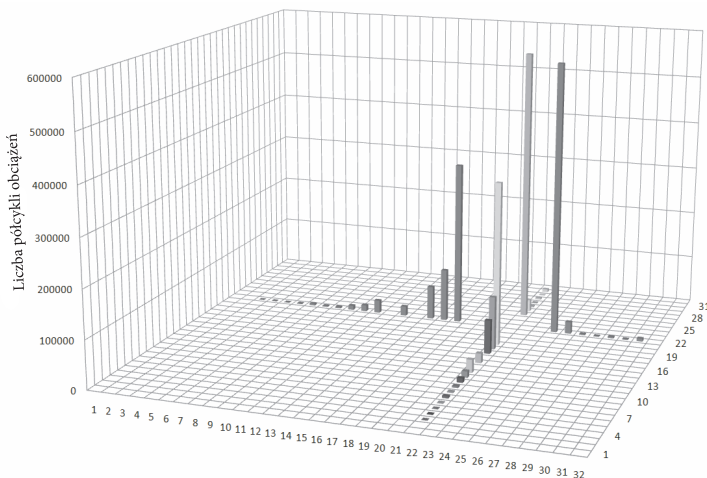
Ekstrapolacja poprzez przeskalowanie zakresu danych pomiarowych jest silnie konserwatywną metodą ekstrapolacji. Polega na przesunięciu krzywych otrzymanych z badań w locie do wartości maksymalnych — dopuszczalnych dla konstrukcji. Metoda, głównie ze względu na prostotę, jest często stosowana w przypadku korzystania z danych zawartych w literaturze.

Obliczenia ekstrapolacji zakresu współczynnika obciążeń przedstawiono graficznie na rysunku 19.

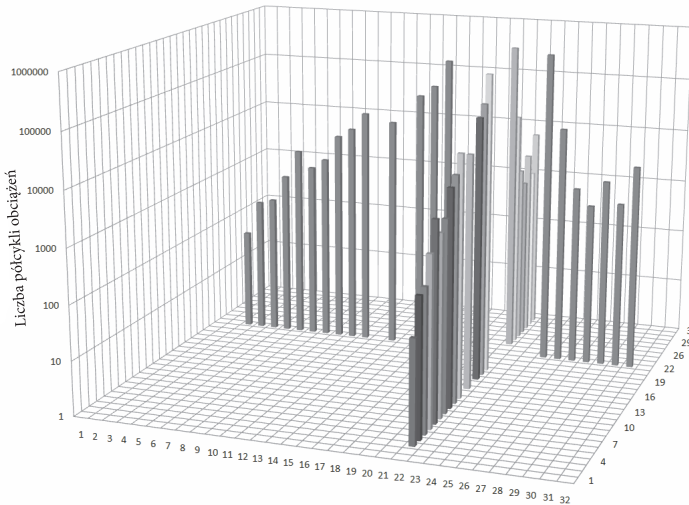


Rys. 19. Spektrum obciążeń samolotu MiG-29 otrzymane metodą ekstrapolacji poprzez przeskalowanie zakresu danych pomiarowych (kolor szary odpowiada krzywej doświadczalnej, kolor czarny krzywej estymowanej)

Rezultat ekstrapolacji na 1000-godzinny okres modelowy przedstawiono na rysunkach 20 i 21.



Rys. 20. Dane ekstrapolowane dla 1000 godzin lotu — skala liniowa



Rys. 21. Dane ekstrapolowane dla 1000 godzin lotu — skala logarytmiczna

6.2. Metoda II — ekstrapolacja z użyciem funkcji aproksymującej dane pomiarowe

Wykorzystana w tym podrozdziale metoda aproksymacji polega na adaptacji współczynników obciążeń otrzymanych w trakcie badań w locie do rzeczywistych, dopuszczalnych dla rozpatrywanego samolotu, z wykorzystaniem wzoru aproksymacyjnego krzywej doświadczalnej. Do obliczeń wykorzystano arkusz kalkulacyjny EXCEL. Uzyskane wyniki przedstawiono na rysunkach 22 i 23, dla których przybliżoną funkcyjną zależność można przedstawić w postaci (3) i (4):

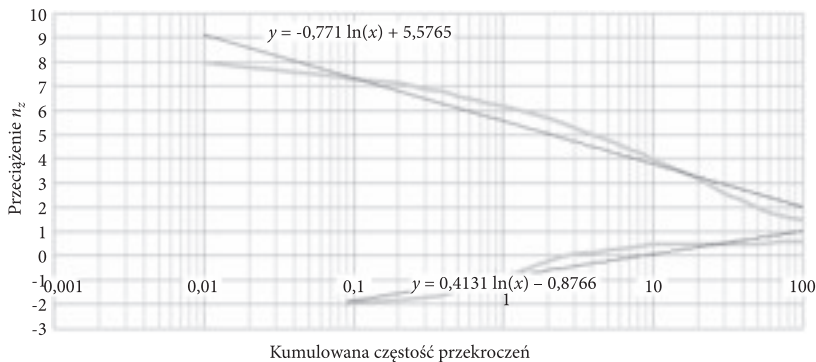
— krzywa odpowiadająca przeciążeniom dodatnim:

$$y = -0,771 \ln(x) + 5,5765, \quad (3)$$

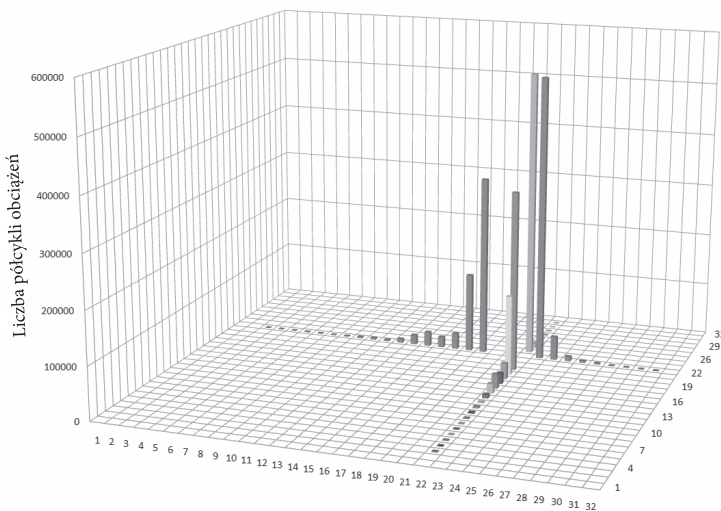
— krzywa odpowiadająca przeciążeniom ujemnym:

$$y = 0,4131 \ln(x) - 0,8766. \quad (4)$$

W obliczeniach uwzględniono rzeczywiste ograniczenia dotyczące dopuszczalnych przeciążeń.



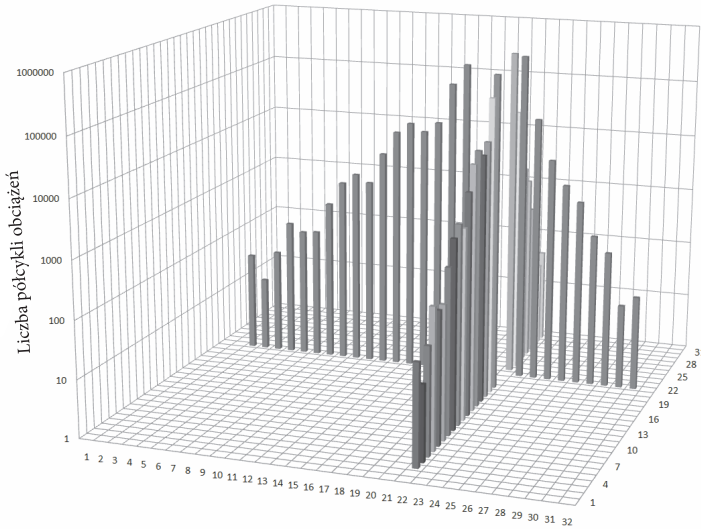
Rys. 22. Spektrum obciążeń samolotu MiG-29 otrzymane metodą ekstrapolacji z użyciem funkcji aproksymującej dane pomiarowe



Rys. 23. Dane ekstrapolowane dla 1000 godzin lotu — skala liniowa

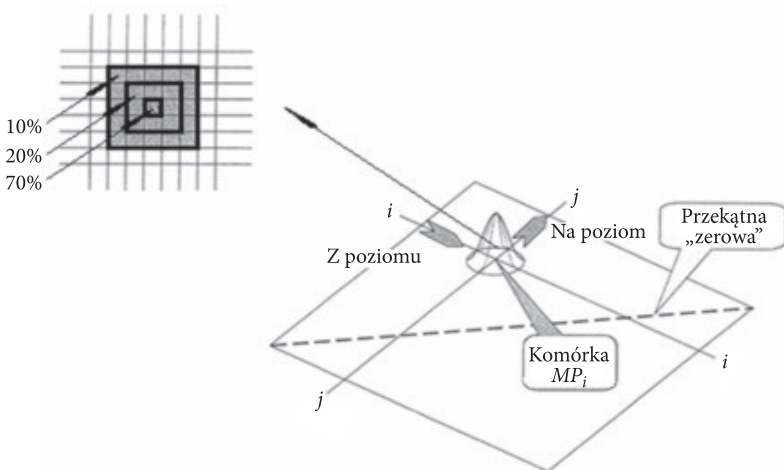
6.3. Metoda III — ekstrapolacja z wykorzystaniem stochastycznej reprodukcji wartości w tablicy

Zapis spektrum obciążeń w formie tablicy przejść lub tablicy półcykli umożliwia zastosowanie jeszcze innej metody ekstrapolacji, a mianowicie metody ekstrapolacji stochastycznej polegającej na losowym odtworzeniu zarejestrowanego spektrum obciążeń. Metoda szczególnie nadaje się do przypadków, w których loty odbywają się według określonego scenariusza. Można założyć, że pilot stara się wykonać misję w sposób typowy, a więc powtarzalny. W takim przypadku „niepowtarzalność” przebiegów obciążenia nie wynika z celowego działania pilota. Tablice przejść lub tablice półcykli dla różnych lotów, ale dla tych samych misji będą więc podobne [1].



Rys. 24. Dane ekstrapolowane dla 1000 godzin lotu — skala logarytmiczna

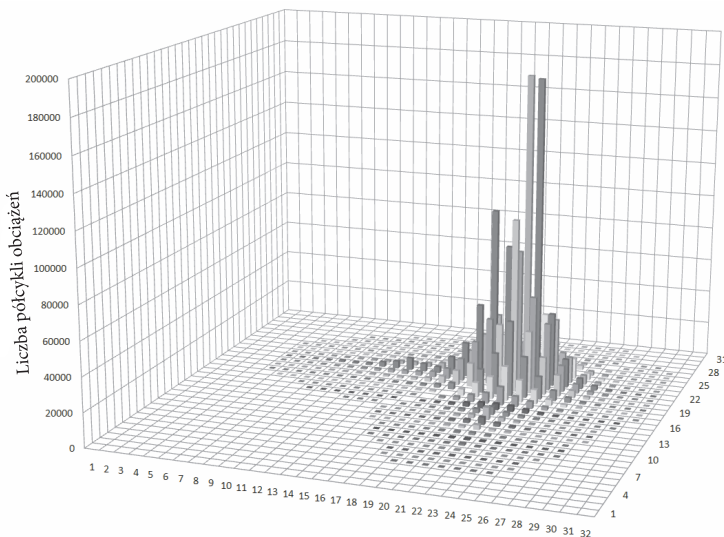
Losowy charakter obciążeń powoduje różnice w tablicach przejść dla różnych lotów, ale dla tych samych misji. Jeżeli dla pewnego lotu po analizie przebiegu obciążenia w komórce tablicy zapisano określoną liczbę obciążeń, to można oczekiwać, że w przypadku drugiej takiej misji, w założeniu identycznej, liczba obciążeń w danej rozpatrywanej komórce będzie zbliżona, gdyż część obciążeń zostanie rozdzielona na komórki sąsiednie. Wokół komórki MP_i nastąpi redystrybucja liczby cykli obciążeń, zgodnie z rozkładem Gaussa. Im większa liczba obciążeń w rozpatrywanej



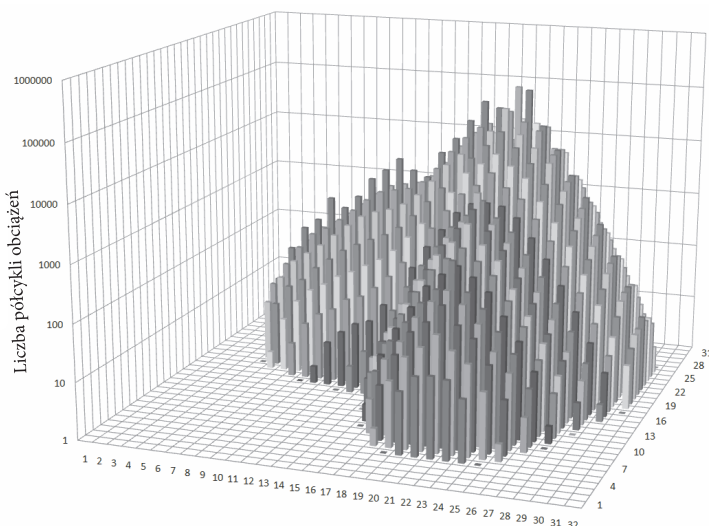
Rys. 25. Ilustracja redystrybucji pierwotnej liczby obciążeń zgodnie z rozkładem Gaussa [1]

komórce, tym większe prawdopodobieństwo, że w kolejnej misji tego samego typu w komórce tej i jej otoczeniu pojawią się wartości.

Przyjęto, że rozkłady prawdopodobieństwa (w poziomie i pionie) opisane są następującymi parametrami (za [1] patrz rys. 25): 0,05; 0,1; 0,7; 0,1; 0,05. Symulację przeprowadzono dziesięciokrotnie, otrzymując dziesięć tablic półcykli. Z uzyskanych tablic, po zsumowaniu, otrzymano zbiorczą tablicę dla 1000 godzin lotu (rys. 26, 27).



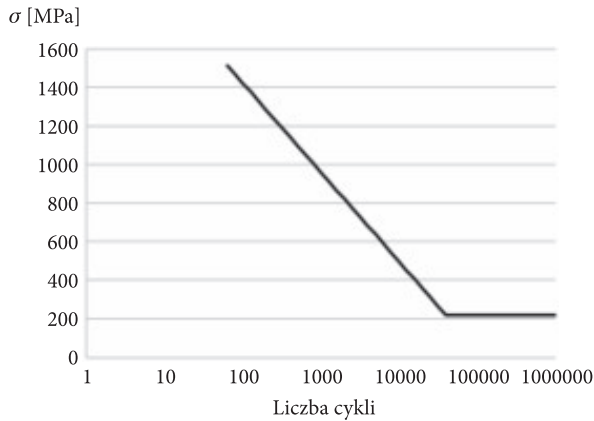
Rys. 26. Dane ekstrapolowane dla 1000 godzin lotu — skala liniowa



Rys. 27. Dane ekstrapolowane dla 1000 godzin lotu — skala logarytmiczna

7. Materiał

Ponieważ przedmiotem pracy jest trwałość zmęczeniowa węzłów mocowania układu skrzydło–centropłat, przyjęto uproszczenie, że cała konstrukcja wykonana jest z jednego materiału — materiału węzłów.



Rys. 28. Przybliżony wykres Wöhlera dla stali 40HNMA — skala logarytmiczna [4]

Nachyloną gałąź wykresu w układzie $(\sigma, \log N)$ można opisać równaniem linii prostej:

$$\sigma_a + k \log N = Z_G + k \log N_0, \quad (5)$$

gdzie: Z_G — granica zmęczenia materiału;
 N_0 — bazowa liczba cykli;
 σ_a — amplituda naprężeń.

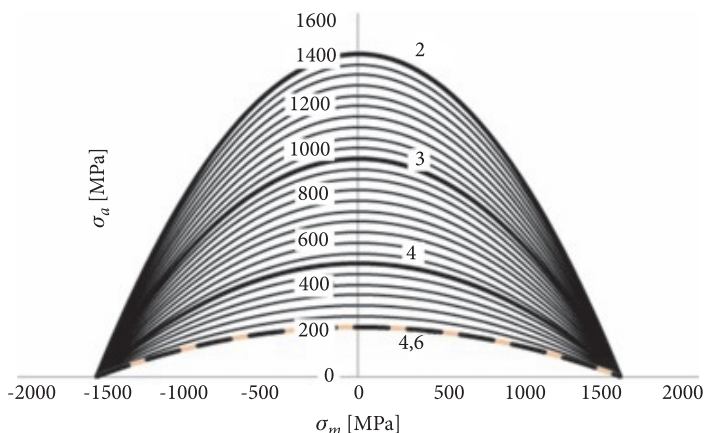
Wykres Haigha ma przebieg zbliżony do paraboli, można go przybliżyć równaniem:

$$\sigma_a = Z_{-1} \left[1 - \left(\frac{\sigma_m}{R_m} \right)^2 \right], \quad (6)$$

gdzie: Z_{-1} — granica zmęczenia materiału obciążonego cyklami symetrycznymi;
 σ_m — wartość naprężenia średniego;
 R_m — wytrzymałość doraźna materiału.

Po przekształceniu wzoru (5) otrzymuje się:

$$Z_{-1} = Z_{rc} + k (\log N_0 - \log N). \quad (7)$$



Rys. 29. Wykres Haigha dla stali 40HNMA (linie na wykresie odpowiadają stałej wartości $\log N$; wartości $\log N$ dla głównych linii zostały opisane na wykresie, kolejne krzywe $\log N$ różnią się o 0,1; linia przerywana $\log N = 4,6$ odpowiada granicy zmęczenia stali 40HNMA)

Podstawiając (7) do (6), otrzymano:

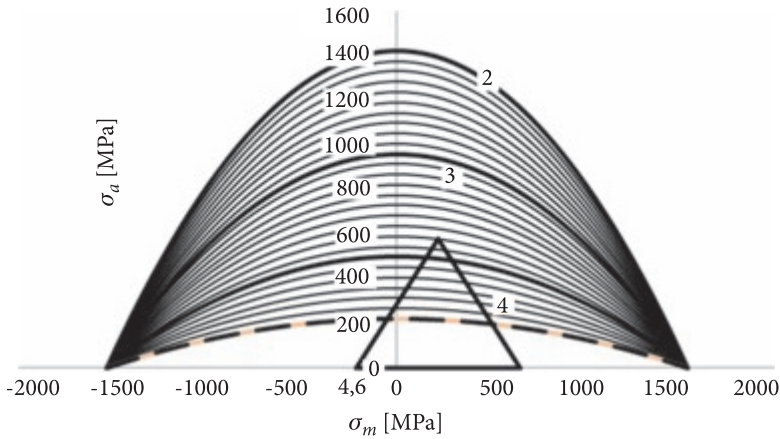
$$\sigma_a = \left(Z_{rc} + k (\log N_0 - \log N) \right) \left(1 - \left(\frac{\sigma_m}{R_m} \right)^2 \right). \quad (8)$$

Konstruktor kształtuje tak strukturę samolotu, aby przeniosła przewidywane obciążenia, nie odkształcając się przy tym trwale, z zachowaniem odpowiedniego współczynnika bezpieczeństwa.

Zgodnie z ograniczeniami eksploatacyjnymi, maksymalna wartość naprężeń odpowiada przeciążeniu $n = 9$ dla poziomu obciążenia 3 ($PO = 3$), a minimalna wartość naprężeń jest dla przeciążenia $n = -3$, co odpowiada poziomowi obciążenia 31 ($PO = 31$). Po przeliczeniu otrzymuje się odpowiednio wartości 653 MPa i $-217,6$ MPa. Maksymalna amplituda naprężeń, tj. zmiana przeciążenia od 1 do 9, jest równa 8, co odpowiada 580,4 MPa. Użyteczny obszar wykresu Haigha przedstawiono na rysunku 30.

$$-217,6 \text{ MPa} \leq \sigma_m \leq 653 \text{ MPa}, \quad (9)$$

$$0 \text{ MPa} \leq \sigma_a \leq 580,4 \text{ MPa}. \quad (10)$$



Rys. 30. Wykres Haigha z zaznaczonym obszarem użytkowym („trójkąt”), opis dotyczący rysunku identyczny jak na rysunku 29

8. Analityczne obliczenia trwałości zmęczeniowej

Dla każdej komórki z tabeli półcykli określono liczbę przekroczeń naprężenia wyższego górnego $n_{Z_g_{i,j}}$ i dolną $n_{Z_d_{i,j}}$ współczynnika obciążeń. Wartość średnią współczynnika obciążeń obliczono ze wzoru:

$$n_{Z_m_{i,j}} = \frac{n_{Z_g_{i,j}} + n_{Z_d_{i,j}}}{2}. \quad (11)$$

Wartość przyrostu obciążeń:

$$n_{Z_a} = \frac{n_{Z_g_{i,j}} - n_{Z_d_{i,j}}}{2}. \quad (12)$$

Wykorzystując wzór (6), otrzymano tablicę wartości n_{Z_m} — tj. wartości średnich naprężeń, z kolei wzór (12) posłużył do wyznaczenia tablicy n_{Z_a} — wartości przyrostów obciążeń.

W celu obliczenia tablicy $\log N$ — logarytmów liczby cykli do zniszczenia — przekształcono wzór (8) do postaci:

$$\log N = \log N_0 - \frac{\sigma_a}{k \left(1 - \left(\frac{\sigma_m}{R_m} \right)^2 \right)} + \frac{Z_{rc}}{k}. \quad (13)$$

Wartości Z_{rc} , N_0 , k , R_m przyjęto z wykresu Wöhlera lub danych materiałowych stali 40HNMA. Wartości σ_a i σ_m wyznaczono odpowiednio z tablic n_{Z_a} i n_{Z_m} .

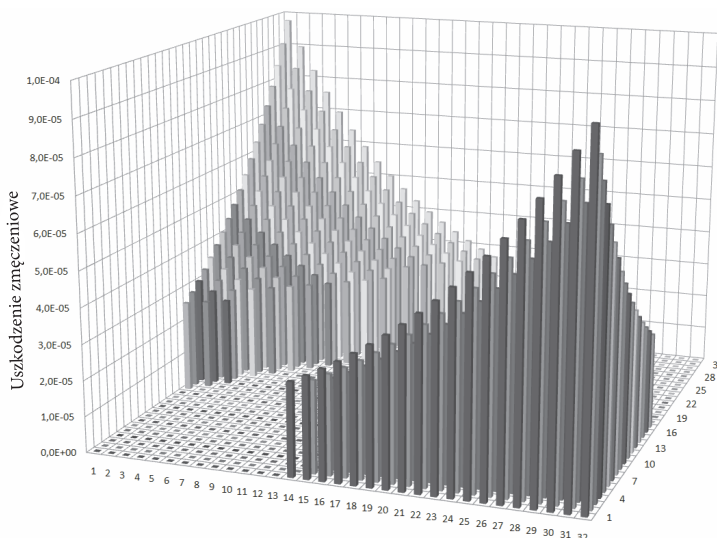
Tablica uszkodzeń jednostkowych UD (w ciągu jednego półcyklu obciążenia) powstaje z przemnożenia tablicy półcykli obciążeń (tablica, w której każda komórka zawiera po jednym półcyklu, z wyłączeniem wyrazów zerowych głównej przekątnej w całym zakresie dopuszczalnych poziomów obciążenia) przez tablicę odwrotności liczby cykli do zniszczenia.

W rozdziale posługiwano się pojęciem tablicy zamiast macierzy, bez wcześniejszego wyjaśnienia. Zadanie mnożenia dwóch tablic jest definiowane odmiennie od mnożenia dwóch macierzy. W przypadku tablic element tablicy wynikowej jest równy iloczynowi elementów tablic o tych samych wskaźnikach — wzór (16).

Każdy element tablicy uszkodzeń jednostkowych obliczano ze wzoru:

$$(UD)_{i,j} = \frac{1}{10^{(\log N)_{i,j}}}. \tag{14}$$

Tablica uszkodzeń jednostkowych UD przedstawia efekt uszkodzenia zmęczeniowego dla tablicy półcykli obciążeń. Wartości tablicy UD zobrazowano na rysunku 31.



Rys. 31. Uszkodzenie zmęczeniowe dla jednostkowej tablicy półcykli obciążeń

Tablica uszkodzeń jednostkowych UD jest wygodnym narzędziem, za pomocą którego można łatwo obliczyć efekt kumulacji uszkodzeń zmęczeniowych dla różnych widm obciążeń.

Do obliczeń trwałości zmęczeniowej wykorzystano hipotezę Palmgrena-Minera. Na potrzeby obliczeń wzór przekształcono do postaci:

$$D = \sum_{i=1}^{32} \sum_{j=1}^{32} D_{i,j} = \sum_{i=1}^{32} \sum_{j=1}^{32} \frac{n_{i,j}}{N_{i,j}}, \quad (15)$$

gdzie: $n_{i,j}$ — liczba półcykli obciążeń w komórce (i, j) tablicy półcykli;
 $N_{i,j}$ — liczba półcykli obciążeń (zmian obciążeń z poziomu i na poziom j) koniecznych do zniszczenia;
 i, j — poziomy obciążeń.

Wzór (15) przedstawia sumę elementów tablicy uszkodzeń zmęczeniowych D , będącej iloczynem tablicy półcykli obciążeń (MP) i tablicy uszkodzeń jednostkowych UD . Element (i, j) tablicy D wyznaczany jest zatem z wyrażenia:

$$D_{i,j} = MP_{i,j} \cdot UD_{i,j}. \quad (16)$$

Zgodnie z hipotezą Palmgrena-Minera maksymalna wartość wskaźnika uszkodzeń D jest równa 1, osiągnięcie tej wartości przez wskaźnik D jest równoznaczne ze zniszczeniem konstrukcji. Trwałość zmęczeniową (TZ) można wyznaczyć ze wzoru:

$$TZ = \frac{1}{D} \cdot TM, \quad (17)$$

gdzie: TM — okres modelowy eksploatacji, $TM = 1000$ godzin;
 D — skumulowane uszkodzenie zmęczeniowe (tab. 4).

TABELA 4

Kumulowane uszkodzenie zmęczeniowe dla różnych metod estymacji spektrum obciążeń

	D
Metoda I	0,4546126
Metoda II	0,0471299
Metoda III	0,1889615

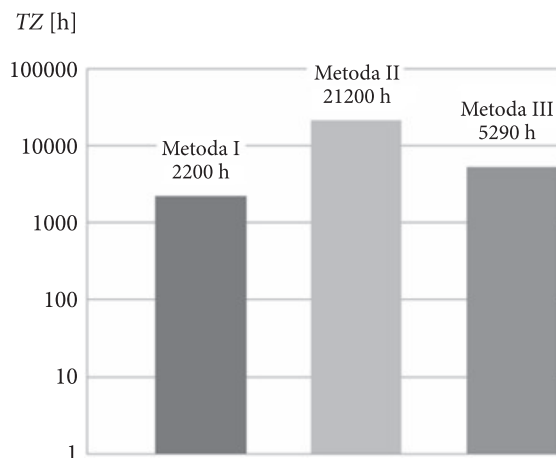
Obliczenia trwałości zmęczeniowej według wzoru (17) zamieszczono w tabeli 5.

TABELA 5

Trwałość zmęczeniowa węzła układu siłowego skrzydło-centropłat

	<i>TZ</i>
Metoda I	2200
Metoda II	21200
Metoda III	5290

Spośród przedstawionych analiz *TZ* (rys. 32) najwyższą trwałość zmęczeniową uzyskano dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem funkcji aproksymującej — 21 200 godzin. Poczynione analizy metodą II znacznie odbiegają od podanej przez producenta trwałości eksploatacyjnej w godzinach, która wynosi 4000 godzin. Analizując podaną przez producenta trwałość eksploatacyjną samolotu MiG-29 oraz uzyskane wyniki, uwagę zwraca fakt, że wartości liczbowe są zbliżone do wartości uzyskanych metodą III, co w znacznej mierze sugeruje przyjęcie uzyskanych wyników — uwzględniając współczynnik bezpieczeństwa ($f = 1,5$) — za poprawne.

Rys. 32. Porównanie trwałości zmęczeniowej *TZ* oszacowanej trzema metodami

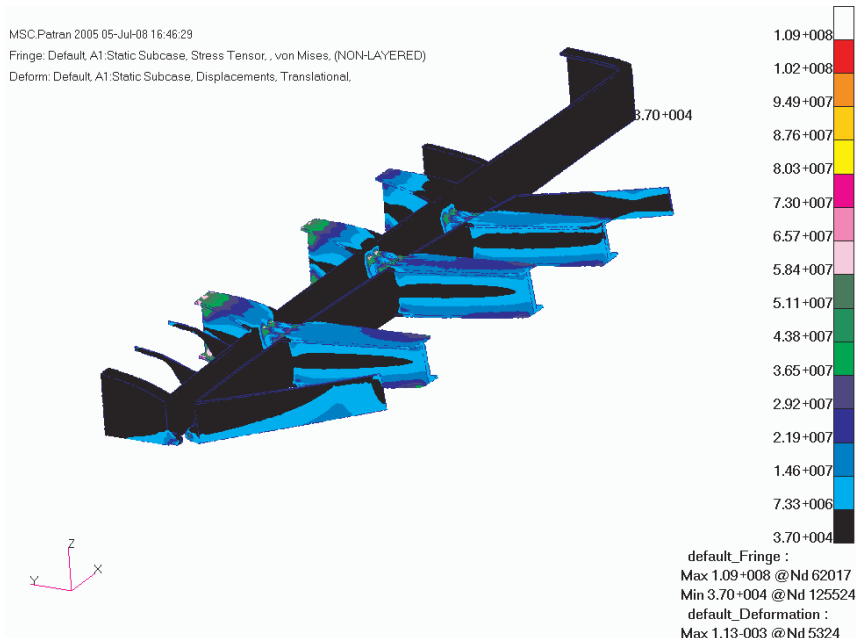
9. Analiza statyczna zespołu skrzydło-kałdub

Do obliczeń zmęczeniowych niezbędna jest analiza statyczna. Ponieważ przyjęto, że spektrum obciążeń zostało zadane w postaci macierzy półcykli, którą w programie reprezentują średnie wartości obciążenia i wartości amplitud traktowane jako współczynniki przy siłach zadanych w obliczeniach statycznych, obliczenia przeprowadza się dla wartości siły odpowiadającej przeciążeniu $n = 1$, tj. lotowi

ustalonemu. W mocy pozostają założenia przyjęte przy analizie statycznej całej konstrukcji. Przyjęto założenie upraszczające, że całość jest wykonana z jednego materiału, dlatego wyniki obliczeń przedstawione będą tylko dla węzłów mocowania, gdzie takie założenie jest słuszne.

Przeprowadzona analiza statyczna zespołu siłowego samolotu MiG-29 pozwoliła wyznaczyć poziom naprężeń zredukowanych występujących w wymiarujących elementach konstrukcji zespołu skrzydło-centropłat. Zamieszczone na rysunkach od 33 do 43 mapy rozkładów naprężeń pozwoliły określić miejsca maksymalnych naprężeń oraz na tej podstawie wnioskować o rejonach, w których może wystąpić z dużym prawdopodobieństwem początek propagacji pęknięć zmęczeniowych.

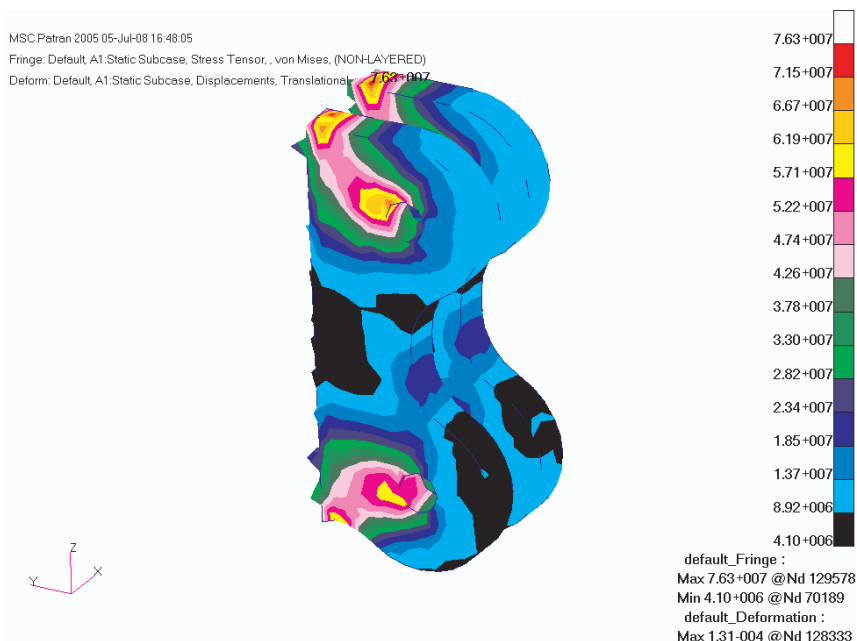
Ponieważ przedstawiona analiza statyczna została przeprowadzona dla obciążenia przy $n = 1$, to zamieszczone na rysunkach 34-43 rozkłady naprężeń zredukowanych mogą służyć do wskazania, które węzły układu skrzydło-centropłat przejmują większe obciążenia lub inaczej, czy każdy węzeł jest jednakowo wyętzony. Największe naprężenia zredukowane (ok. 110 MPa) występują w węźle mocowania dźwigara nr 2 (rys. 40). W węzłach dźwigarów nr 1 (rys. 39) oraz w węźle nr 3 (rys. 41) naprężenia wahają się od 80 MPa do 95 MPa. Wartości naprężenia w węzłach mocowania na wręgach nr 6, 6W, 7, 7W oraz przedniej i tylnej ścianki kesonu (rys. 34-38; rys. 42-43) nie przekraczają wartości 90 MPa, a wahają się w granicach 65-90 MPa.



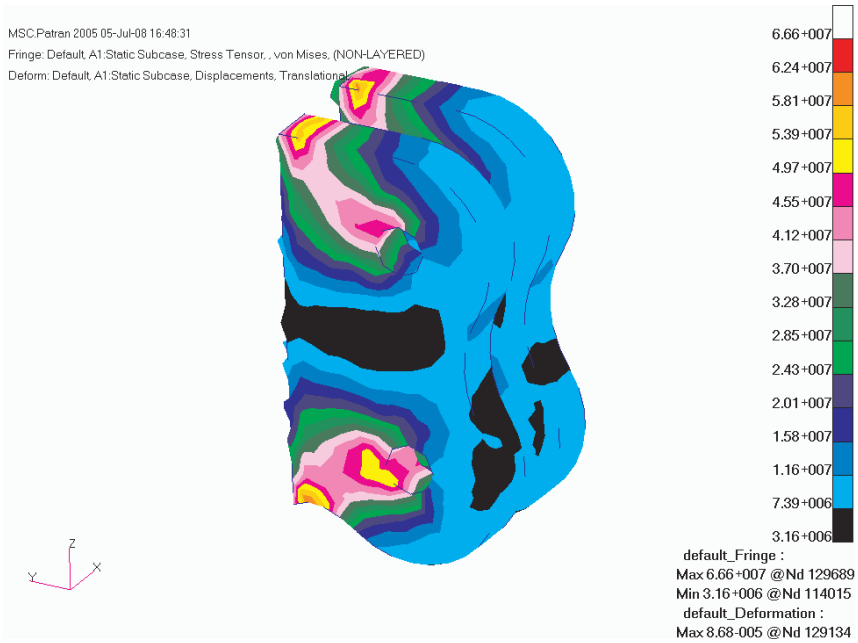
Rys. 33. Naprężenia zredukowane w rozważanym fragmencie konstrukcji [Pa]



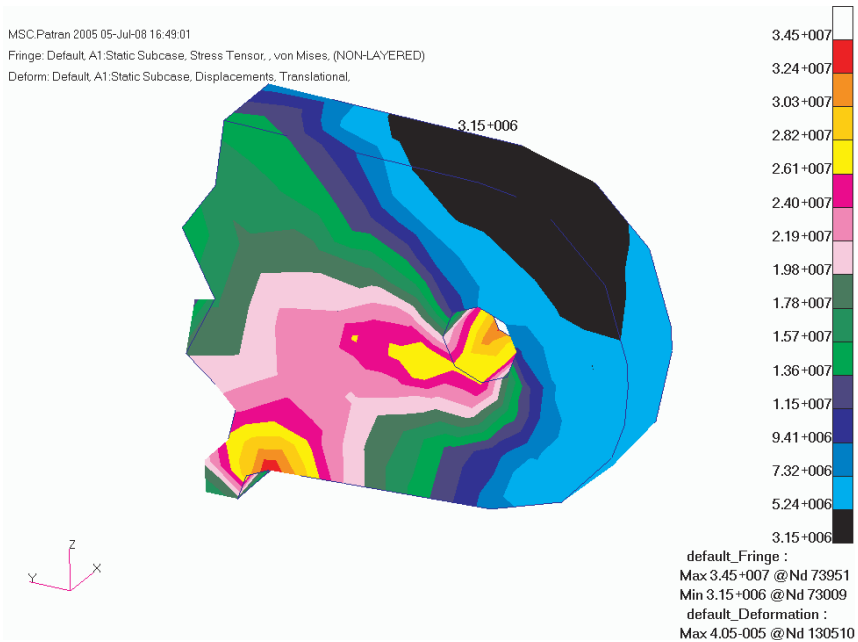
Rys. 34. Naprężenia zredukowane w węźle mocowania na wrzędze nr 6 [Pa]



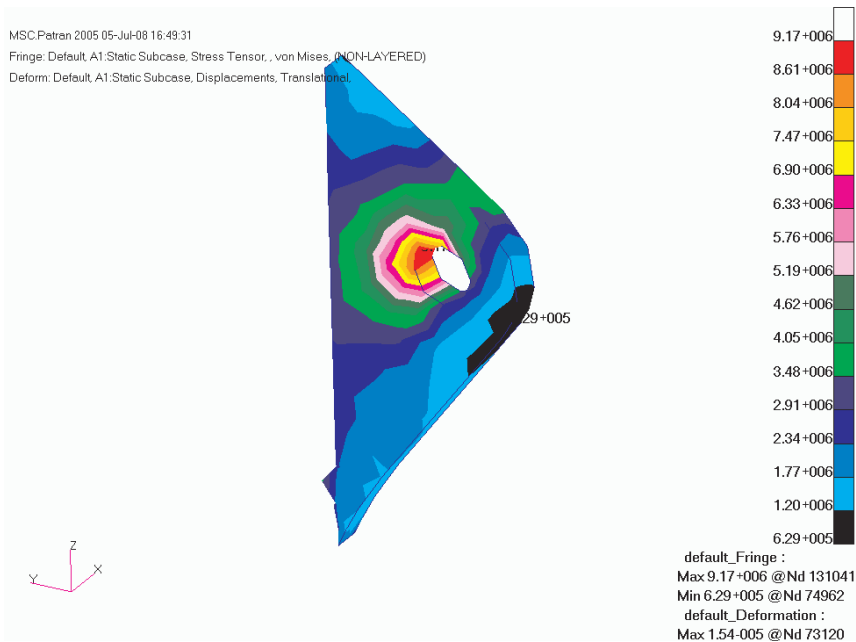
Rys. 35. Naprężenia zredukowane w węźle mocowania na wrzędze nr 6W [Pa]



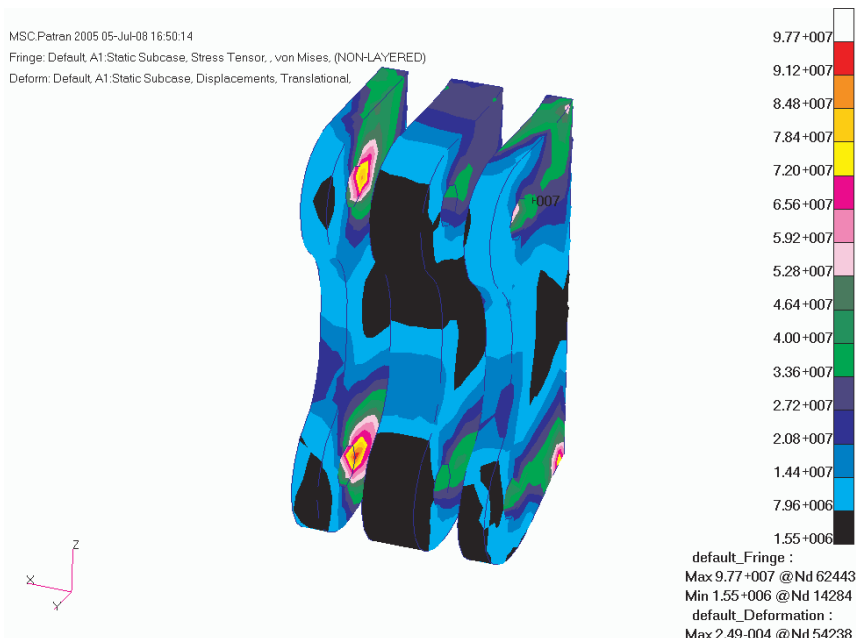
Rys. 36. Naprężenia zredukowane w węzle mocowania na wrędze nr 7 [Pa]



Rys. 37. Naprężenia zredukowane w węzle mocowania na wrędze nr 5 [Pa]



Rys. 38. Naprężenia zredukowane w węźle mocowania na wrzędze nr 7W [Pa]



Rys. 39. Naprężenia zredukowane w węźle mocowania dźwignara nr 1 [Pa]



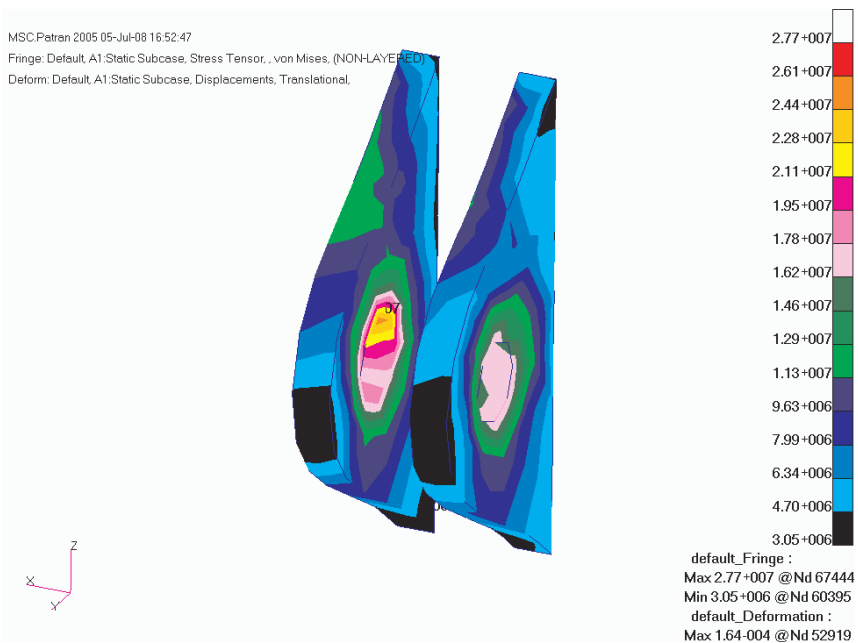
Rys. 40. Naprężenia zredukowane w węzle mocowania dźwigara nr 2 [Pa]



Rys. 41. Naprężenia zredukowane w węzle mocowania dźwigara nr 3 [Pa]



Rys. 42. Naprężenia zredukowane w węźle mocowania przedniej ścianki kesonu



Rys. 43. Naprężenia zredukowane w węźle mocowania tylnej ścianki kesonu

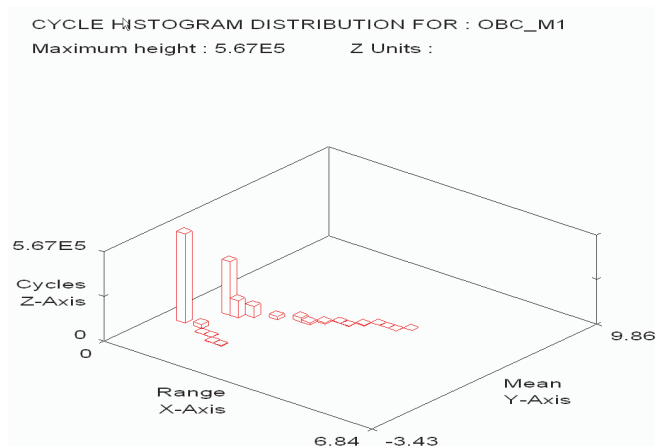
10. Numeryczna analiza zmęczenia konstrukcji nieuszkodzonej i konstrukcji z występującym pęknięciem w węźle

Dla celów obliczeń zmęczeniowych został wykonany model trójwymiarowy fragmentu konstrukcji w okolicy węzłów mocowania. Analiza jedynie fragmentu konstrukcji wynika z konieczności zastosowania dużej liczby elementów, a więc również wydajnych komputerów do obliczeń. Rozważany fragment został utwierdzony w części kadłubowej i obciążony siłą przyłożoną w odległości odpowiadającej 20% średniej cięciwy aerodynamicznej po stronie skrzydła. Podobnie jak poprzednio przeprowadzono analizę statyczną dla $n = 1$.

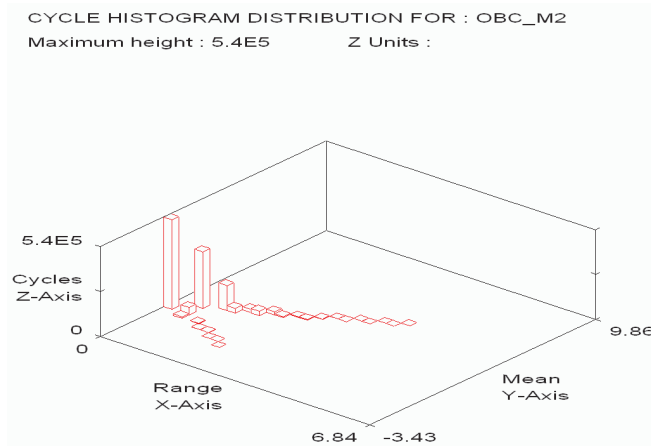
Do obliczeń trwałości zmęczeniowej wykorzystano narzędzie MSC.Fatigue. Obciążenia zadano w postaci macierzy półcykli (rys. 44, 45, 46), zdefiniowano materiał zgodnie z [4]. Analizy zmęczeniowe przeprowadzono dla wcześniej omówionych trzech metod tworzenia spektrum obciążeń i dla każdej z nich dla dwóch przypadków: konstrukcji nieuszkodzonej i konstrukcji uszkodzonej. Wyniki obliczeń konstrukcji nieuszkodzonej porównano z obliczeniami analitycznymi. Wyniki obliczeń konstrukcji uszkodzonej i nieuszkodzonej porównano w celu oceny zagrożeń wynikających z wystąpienia pęknięcia.

Obciążenia zadano, wykorzystując jedną z możliwości oferowanych przez narzędzie MSC.Fatigue — macierz półcykli.

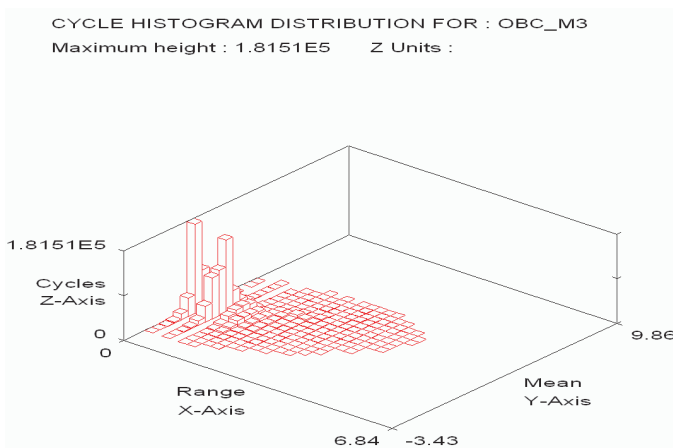
Na podstawie wykonanych analiz statycznych oraz przygotowanych spektrów obciążeń i materiału przeprowadzona została analiza zmęczeniowa (rys. 47). Wyniki prezentowane są w godzinach lotu treningowego. Obliczenia wykonano dla trzech metod ekstrapolacji danych pomiarowych.



Rys. 44. Macierz półcykli dla metody ekstrapolacji spektrum obciążeń poprzez przeskalowanie zakresu danych pomiarowych zdefiniowana w programie MSC.Fatigue

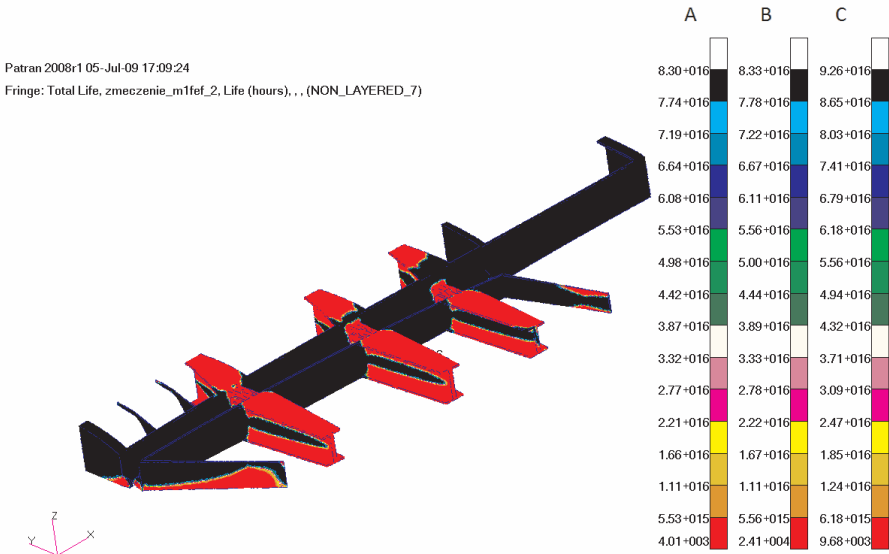


Rys. 45. Macierz półcykli dla metody ekstrapolacji z użyciem funkcji aproksymującej dane pomiarowe zdefiniowana w programie MSC.Fatigue

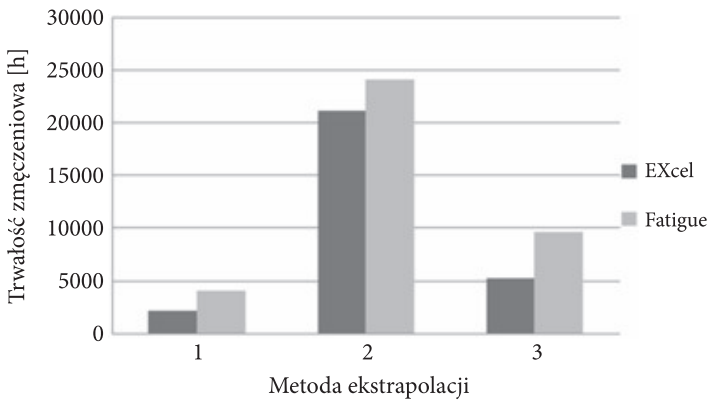


Rys. 46. Macierz półcykli dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem reprodukcji stochastycznej spektrum obciążeń zdefiniowana w programie MSC.Fatigue

Podobnie jak w przypadku obliczeń analitycznych, dla metody ekstrapolacji wykorzystującej przeskalowanie zakresu danych pomiarowych trwałość zmęczeniowa jest najniższa i wynosi 4010 godzin, najwyższa trwałość zmęczeniowa uzyskana jest dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem funkcji aproksymującej — 24 100 godzin, dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem reprodukcji stochastycznej otrzymano 9680 godzin. We wszystkich trzech przypadkach (rys. 48) najniższą trwałość ma węzeł mocowania na dźwigarze nr 2 jako najbardziej wyczerpany element konstrukcji.



Rys. 47. Trwałość zmęczeniowa rozważanej struktury [w godzinach]: A) dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem przeskalowania zakresu danych pomiarowych, B) dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem funkcji aproksymującej dane pomiarowe, C) dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem reprodukcji stochastycznej spektrum obciążeń

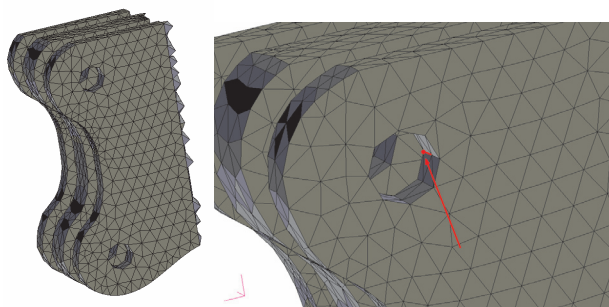


Rys. 48. Trwałość zmęczeniowa konstrukcji nieuszkodzonej policzona dwoma sposobami dla każdej z metod ekstrapolacji

10.1. Trwałość zmęczeniowa konstrukcji uszkodzonej

Z analizy wyników obliczeń statycznych i zmęczeniowych konstrukcji nieuszkodzonej wynika, że węzeł mocowania nr 2 jest najbardziej prawdopodobnym miejscem powstawania uszkodzeń zmęczeniowych. W dalszej części dotyczącej

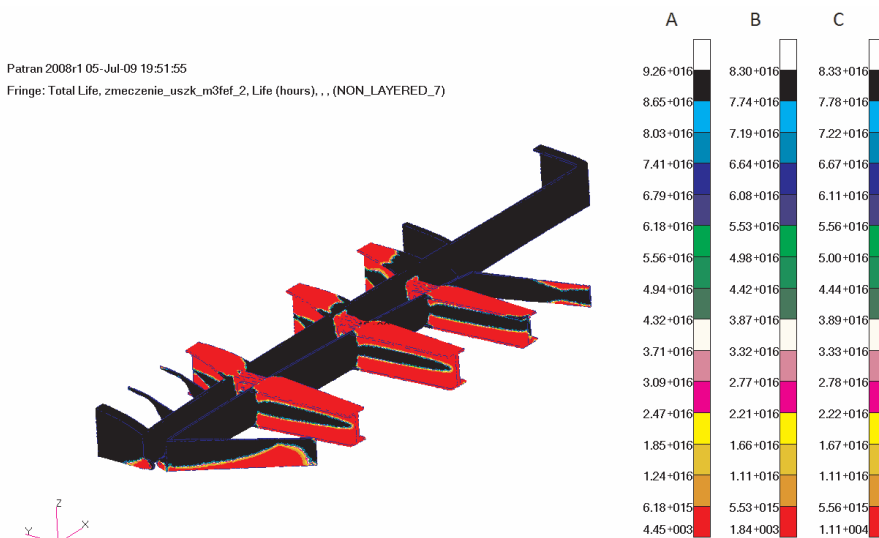
obliczeń konstrukcji uszkodzonej, zasymulowane będzie pęknięcie w otworze wspomnianego węzła o długości ok. 2 mm (rys. 49). Spektrum obciążeń i materiał pozostają bez zmian w stosunku do poprzednich obliczeń.



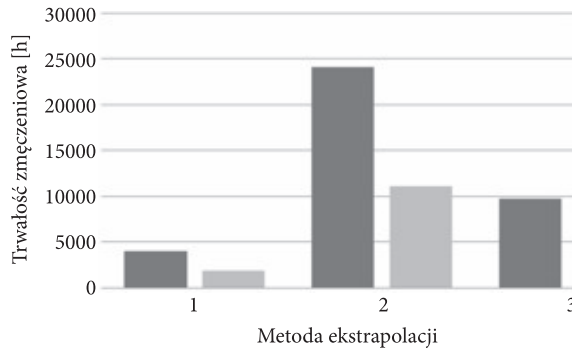
Rys. 49. Uszkodzenie zamodelowane w węźle mocowanie dźwigara nr 2

Dla przypadku konstrukcji uszkodzonej przeprowadzono obliczenia statyczne, a następnie obliczenia trwałości zmęczeniowej przy tych samych warunkach jak poprzednio.

W przypadku uszkodzenia trwałość konstrukcji znacznie spada (rys. 50), dla każdej metody ekstrapolacji otrzymano spadek na poziomie 53% (rys. 51). Należy zwrócić uwagę, że taki wynik spowodowało pojedyncze uszkodzenie.



Rys. 50. Trwałość zmęczeniowa rozważanej struktury [w godzinach]: A) dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem reprodukcji stochastycznej spektrum obciążeń, B) dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem przeskalowania zakresu danych pomiarowych, C) dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem funkcji aproksymującej dane pomiarowe



Rys. 51. Trwałość zmęczeniowa konstrukcji uszkodzonej policzona dwoma sposobami dla każdej z metod ekstrapolacji

Wnioski

Przeprowadzone analizy stanowią swoistego rodzaju porównanie metod oceny trwałości zmęczeniowej mocno wyłożonych układów konstrukcji cienkościennych.

Z wykonanych obliczeń analitycznych, dla metody ekstrapolacji wykorzystano przeskalowanie zakresu danych pomiarowych. Trwałość zmęczeniowa dla tej metody jest najniższa i wynosi 4010 godzin, fakt ten należy zaznaczyć w odniesieniu do podanej przez producenta trwałości eksploatacyjnej wynoszącej 4000 godzin. Na tej podstawie można uznać powyższą metodę za skuteczną do określania trwałości zmęczeniowej siłowej struktury skrzydła.

Najwyższą trwałość zmęczeniową uzyskano dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem funkcji aproksymującej — 24 100 godzin, natomiast dla metody ekstrapolacji z wykorzystaniem reprodukcji stochastycznej otrzymano 9680 godzin. We wszystkich trzech przypadkach najniższą trwałość ma węzeł mocowania na dźwigarze nr 2 jako najbardziej wyłożony element konstrukcji.

Analiza konstrukcji uszkodzonej wykazała, że trwałość konstrukcji znacznie spada. Dla każdej metody ekstrapolacji otrzymano spadek trwałości zmęczeniowej na poziomie 53%. Należy zwrócić uwagę, że taki wynik spowodowało pojedyncze uszkodzenie. W przypadku uszkodzeń zmęczeniowych bardzo często dochodzi do sytuacji, w których mikropęknięcia łączą się, tworząc pęknięcie mające decydujący wpływ na trwałość zmęczeniową. Efekt takich uszkodzeń może być trudny do przewidzenia, a wynikający z nich wzrost poziomu naprężeń w znacznym stopniu obniży trwałość konstrukcji.

Artykuł wpłynął do redakcji 29.04.2010 r. Zweryfikowaną wersję po recenzji otrzymano we wrześniu 2010 r.

LITERATURA

- [1] M. RODZEWICZ, *Problematyka trwałości zmęczeniowej kompozytowych struktur nośnych szybowców*, Warszawa, 2007.
- [2] S. KOCAŃDA, *Podstawy obliczeń zmęczeniowych*, PWN, Warszawa, 1997.
- [3] *Samolot MiG-29: Układy płatowca*, DWLiOP, Poznań, 1991.
- [4] *Encyklopedia Współczesnej Techniki: Materiały konstrukcyjne* (pr. zb.), Wydawnictwo Naukowe Encyklopedii Sowieckich, Moskwa, 1963.
- [5] Z. GORAJ, *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2000.
- [6] K. SIBILSKI, *Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających*, NiT, 2004.
- [7] P. KICIAK, *Podstawy modelowania krzywych i powierzchni: zastosowanie w grafice komputerowej*, WNT, Warszawa, 2000.

S. KACHEL, A. KOZAKIEWICZ, T. ŁĄCKI

Durability analysis of wing root fittings of fighter airplane

Abstract. The paper concerns the numerical analysis of wing root fittings of MiG-29. The numerical model of selected structural elements was created, static and fatigue analysis was performed. The analysis method presented in [5] was used. Methods presented in [1] were adopted for fatigue analysis of mentioned fittings. On the basis of created models, the airframe strength and fatigue durability were assessed.

Keywords: mechanics, airframe strength analysis, fatigue durability

