

# ZASTOSOWANIE METOD INŻYNIERII ODWROTNEJ DO PROCESU MODELOWANIA LOTNICZYCH KONSTRUKCJI CIENKOŚCIENNYCH

Aleksander Olejnik, Stanisław Kachel, Adam Kozakiewicz

## Abstract

*In this paper are presented the methodology to use of the reverse engineering on needs of research for the thin-walled constructions. One presented the methodology of the reproduction of air-structures and realizations of research, it is bounding for the direction of the estimation of the constructional endurance exploited and new designed aircrafts. Presented by authors the methodology was applied to the creation of the solid body and the underlying structure of chosen aircrafts serviced in Poland and new designed to the exploitation. On the article is proposed the universal algorithm of the identification of external loads and properties for the aircrafts within the range statics and on needs of numerical analyses of the dynamic damaging aircrafts. It is made a proposal shown methodology to apply to the creation of numerical models of the airstructure Tu-154M.*

**Keywords** - identification of the aircraft structure, modeling, numerical analyses, reverse engineering.

## Streszczenie

*W pracy przedstawiono zastosowanie inżynierii odwrotnej na potrzeby badań konstrukcji cienkościennych. Zaprezentowano metodykę odtwarzania struktur lotniczych i przeprowadzenia badań zmierzających w kierunku oceny układu konstrukcyjno wytrzymałościowego eksploatowanych i nowoprojektowanych statków powietrznych. Prezentowana przez autorów metodyka odtwarzania została zastosowana do tworzenia bryły i struktury wewnętrznej wybranych samolotów eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP oraz nowowprowadzanych do eksploatacji. W pracy zaproponowano uniwersalny algorytm identyfikacji obciążeń zewnętrznych i własności samolotów w zakresie statyki oraz na potrzeby numerycznych analiz dynamicznego niszczenia konstrukcji. Proponuje się aby przedstawioną metodykę zastosować do budowy modeli numerycznych samolotu Tu-154M.*

**Słowa kluczowe** – analizy numeryczne, inżynieria odwrotna, identyfikacja struktury samolotów, modelowanie.

## 1. WPROWADZENIE

### 1.1. Uwagi wstępne

Ocena wytrzymałości eksploatowanych od lat statków powietrznych, co do których nie posiadamy założeń producenta, który projektował i obliczał jego trwałość, a często nie znamy eksploatacyjnego widma występowania

obciążeń, jest poważnym problemem. W tym przypadku aby podejmować racjonalne decyzje dotyczące trwałości eksploatacyjnej samolotów należy przede wszystkim rozpoznać wszystkie czynniki wpływające na trwałość konstrukcji. Ponieważ wytrzymałość zależy od różnych czynników, których wpływ da się przewidzieć w sposób obliczeniowy, to każda decyzja dotycząca minionego okresu eksploatacji powinna być poprzedzona szczegółową analizą wytrzymałościową. Aktualnie rozkłady naprężeń w konstrukcji wyznacza się obliczeniowo z zastosowaniem metody elementów skończonych natomiast modelowanie występujących zjawisk dla potrzeb przeprowadzenia analizy pracy konstrukcji musi odbywać się w oparciu o adekwatne modele obliczeniowe. Na dzień dzisiejszy modele obliczeniowe do oceny stanu konstrukcji cienkościennych są tworzone w oparciu o metody inżynierii odwrotnej.

### 1.2. Cel badań

Analizując systemy eksploatacji samolotów będących na wyposażeniu w Siłach Powietrznych RP stwierdzono, że aby uzyskać dodatkowe informacje o stanie eksploatowanych samolotów należy:

- 1) opracować metody integracji systemów CAD/CAM/CAE z systemami precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych;
- 2) opracować algorytmy odtwarzania struktur lotniczych na podstawie precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych;
- 3) przeprowadzić wytrzymałościowe obliczenia dowodowe na przykładzie wybranych samolotów.

Dla realizacji tak określonego celu opracowano:

- 1) metodę integracji systemów CAD/CAM/CAE z dostępnymi systemami pomiarowymi;
- 2) metodykę tworzenia modeli obliczeniowych SP;
- 3) metodykę analizy obciążeń zewnętrznych działających na SP, co do którego posiadamy jedynie dane eksploatacyjne.

Sposób realizacji powyższych celów został nakreślony w kolejnych punktach pracy.

## 2. INTEGRACJA SYSTEMÓW CAD/CAM/CAE Z SYSTEMAMI POMIAROWYMI

### 2.1. Metoda selekcji informacji z pomiarowej bazy danych

Odwzorowanie geometrii istniejących obiektów wymaga stosowania metod inżynierii odwrotnej. Współczesne

1) Prof. dr hab. inż. Aleksander Olejnik, Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa (e-mail: [aleksander.olejnik@wat.edu.pl](mailto:aleksander.olejnik@wat.edu.pl)).

2) Dr inż. Stanisław Kachel, Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa (e-mail: [stanislaw.kachel@wat.edu.pl](mailto:stanislaw.kachel@wat.edu.pl)).

3) Dr inż. Adam Kozakiewicz, Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa (e-mail: [adam.kozakiewicz@wat.edu.pl](mailto:adam.kozakiewicz@wat.edu.pl)).

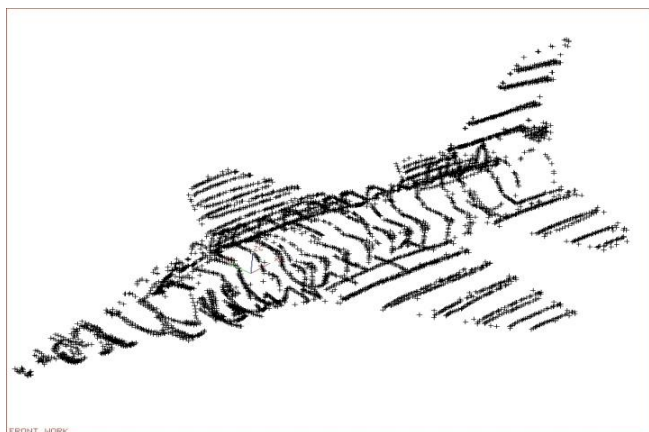
narzędzia pomiarowe (por. Rys. 1) dają możliwość wykonania precyzyjnych pomiarów współrzędnych punktów stanowiących bazę do wirtualnego opisu modelu.



**Rys. 1. System do pomiarów współrzędnościowych TRITOP.**

Otrzymanie wirtualnej geometrii wymaga integracji systemów pomiarowych z systemami CAD/CAM/CAE. Analiza błędów pomiaru i odchyłek pomiarowych wymaga od użytkownika systemu CAD wyszukania optimum pomiarowego (chmury punktów) do odwzorowania geometrii konstrukcji.

Większość współczesnych urządzeń pomiarowych (skanujących geometrię) zapisuje obiekt w postaci zbioru punktów od  $10^5$  do  $10^{10}$  i więcej [1] (por. Rys. 2).



**Rys. 2. Zbiór punktów otrzymany z precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych.**

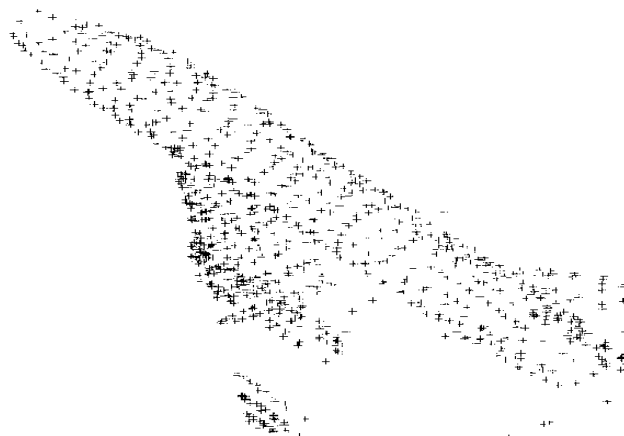
Dokładne odtworzenie geometrii istniejącego w rzeczywistości statku powietrznego, zależy w dużej mierze od metodyki precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych i dokładności przyrządów pomiarowych oraz od systemu CAD, przy pomocy którego będzie tworzony wirtualny obiekt.

Wykonanie dużej liczby pomiarów [2], nawet  $10^6$  punktów pomiarowych na powierzchni, w różnych przekrojach poszczególnych zespołów statku powietrznego (por. Rys. 2, Rys. 3) nie wpływa na dokładność odwzorowania konstrukcji. Wręcz przeciwnie, może być jedną z przyczyn pofalowania powierzchni podczas

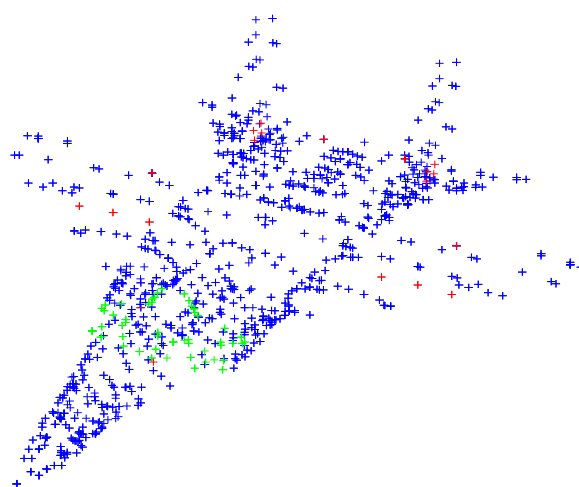
tworzenia wirtualnego samolotu, co oznacza, że pomiary były wykonane ze zbyt małą dokładnością.

Dużym udogodnieniem dla metod inżynierii odwrotnej jest posługiwanie się dokumentacją (o ile istnieje) rzeczywistego obiektu. Głównie chodzi tutaj o poprawną weryfikację krzywych wykonanych na bazie precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych. Po przeprowadzeniu weryfikacji wszystkich krzywych, tworzy się krzywe definicyjne poszczególnych zespołów składowych odtwarzanego obiektu.

a)



b)

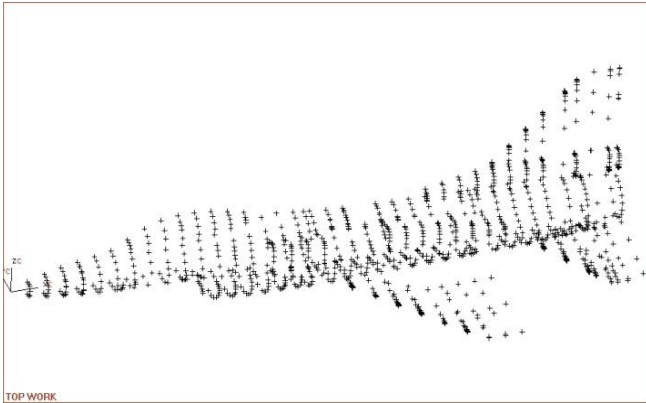


**Rys. 3. Siatka punktów powstałych na podstawie precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych: a) dla samolotu Su-22; b) dla samolotu MiG-29.**

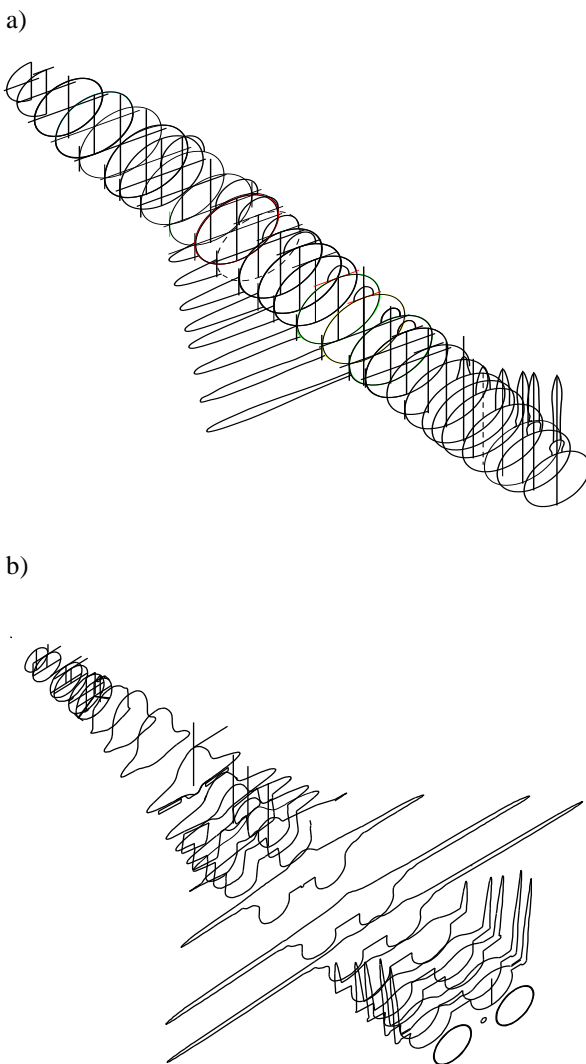
Informacje o obiekcie zapisane w postaci zbioru punktów (por. Rys. 2, Rys. 3) są mało czytelne, dlatego wymaga się opracowania metody selekcji niezbędnej informacji z pomiarowej bazy danych tak, aby uzyskane punkty metodą filtracji mogłyby być wykorzystane do tworzenia krzywych definicyjnych odtwarzanych obiektów (por. Rys. 4).

Tego typu proces odtwarzania struktury samolotu jest bardzo skomplikowany i żmudny. W przypadku dużych konstrukcji musimy ograniczać się do uwzględnienia naturalnych podziałów samolotu na zespoły składowe takie jak kadłub, skrzydło, usterzenie (por. Rys. 5). W zespołach tych wykonuje się odtwarzanie struktury z uchwyceniem

odpowiednich odległości pomiędzy elementami siłowymi dokonując parametryzacji konstrukcji.



Rys. 4. Punkty uzyskane metodą filtracji bazy precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych.



Rys. 5. Krzywe definicyjne utworzone na bazie punktów pomiarowych: a) samolot Su-22, b) samolot MiG-29.

Postępując według takiego schematu otrzymane moduły składowe konstrukcji łączy się w całość. Uzyskanie modelu cyfrowego statku powietrznego o bardziej złożonym układzie aerodynamicznym, np. MiG-29, wymaga znajomości dodatkowych danych dotyczących krzywych tworzących geometrię zespołów składowych nośnej

struktury (np. napływ - skrzydło) odtwarzanego obiektu. W tym przypadku proces generowania modelu musi być poprzedzony jawnym wskazaniem obszarów konstrukcji, w którym należy dokonać dodatkowo niezbędnych precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych.

Musimy zdac sobie sprawę, że otrzymany model cyfrowy w wyniku przedstawionego postępowania zawiera tylko zewnętrzny obrys. Struktura wewnętrzną konstrukcji modelujemy wykorzystując teoretyczne przecięcia powierzchni (obrysu) z płaszczyznami wręg, dźwigarów, podłużniczek. Odwzorowane powierzchnie umożliwiają wyznaczenie dowolnych siatek geometrycznych niezbędnych do budowy modeli obliczeniowych służących do analizy statycznej i dynamicznej konstrukcji.

Metoda interaktywnej optymalizacji jest stosowana w wielu obszarach działalności naukowej. Uzyskanie niezbędnego zbioru punktów z przestrzeni pomiarowej oparte jest o kryterium odchylenia standardowego (1) krzywej pomiarowej od krzywej teoretycznej uzyskanej dostępnymi metodami stosowanymi w systemach CAD (por. Rys. 6). Krzywe pomiarowe mogą być krzywymi gładkimi z punktu widzenia matematycznych zależności, ale do celów inżynierii odwrotnej są mało przydatne. Decyzja o wyborze punktów do odwzorowania obiektów może być oparta o kryterium estymacji parametrów doboru krzywej lub powierzchni dla odtwarzanego obiektu [1].

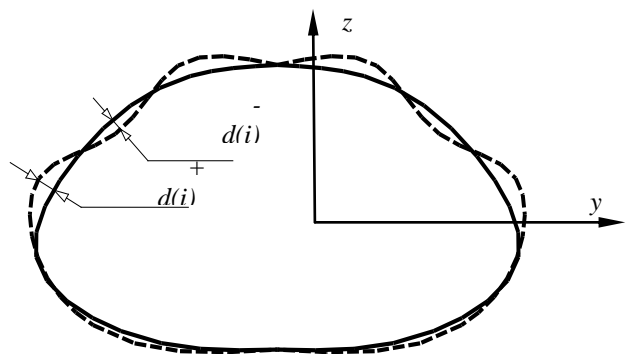
$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n [d(i)]}{n}} \quad (1)$$

$\sigma$  - odchylenie standardowe;  $n = n_g + n_d$

$$e_g = \frac{\sum_{i=1}^{n_g} +d(i)}{n_g}; \quad e_d = \frac{\sum_{i=1}^{n_d} -d(i)}{n_d}$$

gdzie:

$e_g, e_d$  – średnie górne i dolne odchylenie,  
 $+d(i)$  – odchylenie górne od krzywej teoretycznej,  
 $-d(i)$  – odchylenie dolne od krzywej teoretycznej,  
 $n_g, n_d$  - liczba punktów pomiarowych.

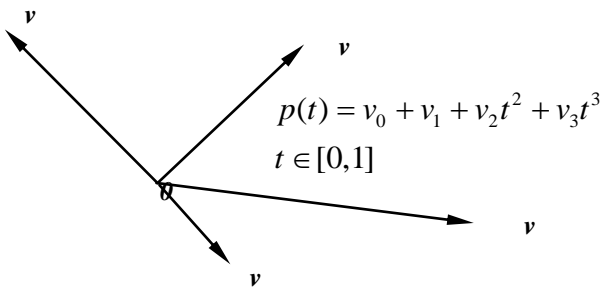


Rys. 6. Parametry doboru krzywej teoretycznej na bazie krzywej z pomiarów.

Tworzenie modelu CAD na bazie punktów pomiarowych jest pewnym kompromisem pomiędzy dokładnym pomiarem, a generowaną krzywą w zadanej tolerancji.

Generowanie wirtualnego obiektu wymaga połączenia wiedzy z zakresu modelowania krzywych dążących do uzyskania wirtualnej geometrii w systemach CAD/CAE.

Ogólnie, dowolną krzywą w przestrzeni możemy odwzorować jako postać reprezentacji wielomianowej (por. Rys. 7).



Rys. 7. Reprezentacja krzywej wielomianowej.

Natomiast krzywe niezbędne do tworzenia geometrii obiektu są przedstawiane w postaci następującej sumy (2):

$$p(t) = v_0 f_0(t) + K + v_k f_k(t) \quad (2)$$

Wykorzystując powyższe równanie do opisu geometrii obiektu okazuje się, że otrzymany wynik kombinacji liniowej wektorów  $v_i$  zależy od początku przyjętego układu współrzędnych

Ogólna postać reprezentacji krzywych (2) przedstawia rysunek Rys. 7 w praktyce do odtworzenia geometrii statków powietrznych nie jest wystarczająca. Aby tę niedogodność usunąć korzysta się z ogólnego równania reprezentacji krzywych, które można przedstawić za pomocą wzoru (3):

$$p(t) = p_0 f_0(t) + L + p_k f_k(t) + v_0 g_0(t) + L + v_l g_l(t) \quad (3)$$

gdzie:

$p_0, L, p_k$  - punkty bazowe,  $v_0, L, v_l$  - wektory swobodne,  $g_0, L, g_l$  - dowolne funkcje odpowiadające za kształt odwzorowywanej krzywej.

Funkcje  $f_i$  i  $g_i$  określają własności odwzorowywanych krzywych na bazie zdefiniowanych punktów [3] (chmura punktów).

## 2.2. Konstrukcja krzywych (idea geometrycznych konstrukcji)

Ideę geometrycznych konstrukcji krzywych na zbiorze punktów możemy prześledzić na zadaniu interpolacyjnym.

Dany jest zbiór punktów (chmura punktów) (por. Rys. 2 - Rys. 4)  $u_0, L, u_n$  i odpowiadające im wartości  $u_0, L, u_n$ . Na tak określonym zbiorze możemy odwzorować krzywą  $p(t)$  stopnia nie większego niż  $n$  spełniającą warunek  $p(u_i) = p_i$ . Zadanie to ma dokładnie jedno rozwiązanie (4)

$$p(t) = \sum_{i=0}^n p_i \left( \prod_{j=0, j \neq i}^n \frac{t - u_j}{u_i - u_j} \right) \quad (4)$$

Dla tak postawionego zadania możemy zawsze dobrać takie krzywe, które będą z zadawalającą dokładnością odwzorowywać kształt odtwarzanego obiektu (por. Rys. 8).

Uwzględniając zależności (3) i (4) opracowano procedurę w języku GRIP [4] (*Graphics Interactive Programming*) dla systemu Unigraphics, gdzie główny moduł programu zamieszczono poniżej:

```

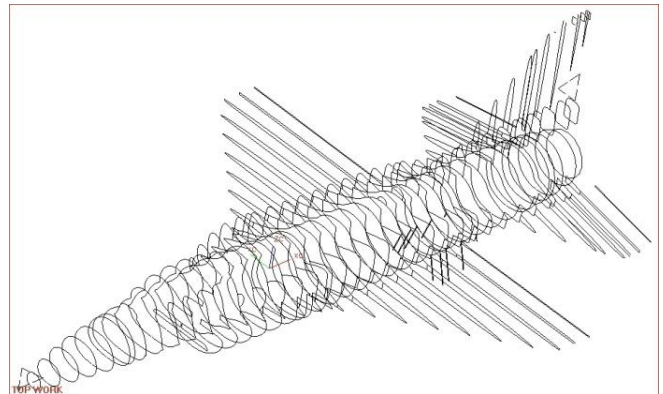
$$$
ENTITY/SP (M) , P (M) , POW (N) , SPL
NUMBER/NR, X, Y, Z, PT, IL, NUM, DELTA, PKT, N
STRING/C (10)
FETCH/TXT, 1, 'C:\.... \PKT.TXT'

```

```

RESET/1
LAYER/WORK, 1
L1:
READ/1, USING, 'MASKA      FORMATU      DANYCH
POMIAROWYCH', $
IFEND, END: , NR, PT, X, Y, Z, C
K=NR
P (K) =POINT/X, Y, Z
JUMP/L1:
END:
N=0
IDENT/'WYB_LICZBE_PKT'
PKT=N $$$ IŁOSC PUNKTOW NA KRZYWEJ
NUM=1
$$$ PARAMETR "T"
DELTA=PKT-1
IL=4 $$$ LICZBA SPLAINOW
LAYER/WORK, 2
L2:
N=N+1
SP (N) =SPLINE/P (NUM. .NUM+DELTA)
N=N+1
NUM=NUM+DELTA+1
L3:
SP (N) =SPLINE/P (NUM. .NUM+DELTA) , TANTO, SP (
N-1)
SP (N) =SPLINE/P (NUM. .NUM+DELTA) $$$ TWORZY
KRZYWE W PETLI
SPL=SPLINE/P (NUM-1-DELTA) , TANTO, SP (N-
1) , P (NUM+DELTA) , TANTO, SP (N)
IF/N==IL, JUMP/END2:
NUM=NUM+DELTA+1
N=N+1
JUMP/L3: , END2:

```



Rys. 8. Bazowe krzywe do odwzorowania wirtualnej geometrii samolotu F-16.

Konstrukcja krzywej w przestrzeni uwzględnia fakt przekształceń podstawowych geometrycznych elementów, a tym samym powstającego obiektu z nimi związanymi. Tego typu proces przekształceń został uwzględniony w procedurze *transform*. Poniżej została przedstawiona procedura zapisana w języku GRIP dla operacji translacji jako reprezentant przekształceń afinicznych.

```

$$$ transform
MAT2=MATRIX/TRANSL, 0, 0, Z
P1 (K) =TRANSF/MAT2, P (K) , MOVE

```

```

...
Proces generowania krzywych uwzględniający warunek
ciągłości został opisany w procedurze styczny
... $$$ styczny

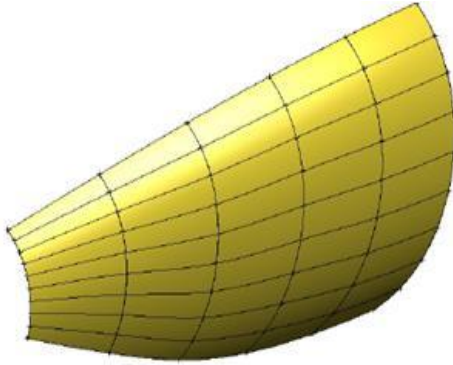
```



$Q(K) = \text{SPLINE}/P(\text{NUM}.. \text{NUM} + \text{DA})$ , TANTO, SP(K-1)  
 $Q(K) = \text{SPLINE}/P(\text{NUM}.. \text{NUM} + \text{DA})$

...

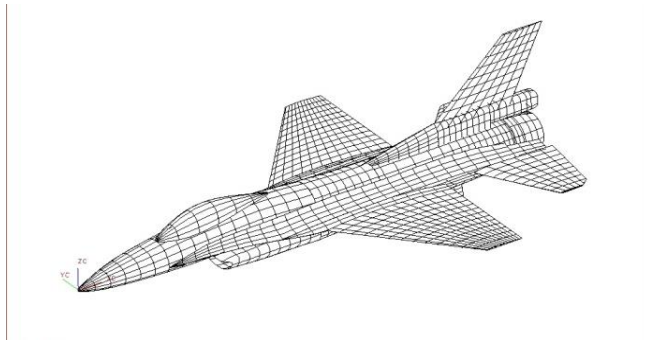
Koncepcja projektowania z wykorzystaniem modelu głównego w systemie UNIGRAPHICS [4] tworzonego na bazie punktów pomiarowych często prowadzi do wymuszenia zmian sposobu podejścia do procesów "inżynierii odwrotnej" na etapie opisu modelu w systemie CAD. Proces eliminacji błędów pomiarowych oparty o algorytm optymalizacji wyboru punktu [1] powoduje skrócenie czasu uzyskania wirtualnego modelu (por. Rys. 9).



**Rys. 9.** Powierzchnia pokrycia kadłuba samolotu uzyskana dla granic przedziału pomiarowego.

Podstawowe korzyści z przytoczonego algorytmu doboru krzywych i powierzchni do odtwarzania obiektów z pomiarów współrzędnościowych to:

- 1) eliminacja zbędnych pomiarów geometrii, które nie mają wpływu na opis modelu geometrycznego CAD,
- 2) zmniejszenie liczby zmiennych w procesie ustalania głównych parametrów,
- 3) możliwość określenia reguł wnioskowania o zachowaniu pośrednich wielkości.



**Rys. 10.** Rozkład krzywych definicyjnych samolotu F-16 uzyskanych metodą optymalizacji cyklicznej.

Ustalenie reguł odtwarzania i modyfikacji pozwala na zmianę geometrii z zachowaniem parametrów niezmiennych narzuconych przez konstruktora.

Elementy składowe modelu CAD (por. Rys. 10) stanowią podstawę struktury dla obiektu wyjściowego do dalszych analiz geometrycznych, wytrzymałościowych oraz technologicznych.

### 3. SYMULACJA WARUNKÓW AERODYNAMICZNYCH MODELU SAMOŁOTU

#### 3.1. Przegląd metod analizy aerodynamicznej

Rozwój metod numerycznych połączony ze znacznym zwiększeniem mocy obliczeniowych komputerów

spowodował, że w obliczeniach coraz częściej sięga się po modele Eulera (dla przepływu nie lepkiego) oraz Naviera-Stokesa (przepływ lepki). Jednak w dalszym ciągu obliczenia tego typu są niezwykle czasochłonne – dochodzą do tysięcy godzin na superkomputerach. Dlatego też, mimo znacznych uproszczeń (w porównaniu z modelem przepływu lepkiego), metody potencjalne są nadal atrakcyjnym narzędziem pozwalającym na wyznaczenie obciążeń aerodynamicznych samolotu. Niskie koszty obliczeń metod bazujących na modelach potencjalnych spowodowały, że zdecydowano się na użycie tych metod do wyznaczenia obciążeń, szczególnie dla przypadku silnie sprzężonej aerodynamicznie struktury współczesnego wysoko manewrowego samolotu wielozadaniowego (np. samolotu F-16). W literaturze można znaleźć wiele wersji metod polowych. Istotnym wyróżnikiem metod polowych jest istnienie osobliwości. Najczęściej występującymi osobliwościami są wiry, źródła lub dipole. Osobliwości te mogą być rozłożone w różnorodny sposób - dyskretnie w punktach, bądź w sposób ciągły wzdłuż linii lub na wybranych powierzchniach. Wybrane punkty, linie lub powierzchnie mogą leżeć na powierzchni nośnej (lub powierzchni kadłubów) lub też mogą być objęte powierzchnią nośną (np. mogą być rozłożone na cięciwie płatów grubych, czyli znajdować się wewnątrz płata). Inną cechą metod polowych jest podział powierzchni na mniejsze elementy – panele.

Ważnym elementem modelu jest ślad wirowy, który jest powierzchnią nieciągłości prędkości i potencjału. W niektórych metodach zakłada się, że ślad ten jest powierzchnią płaską, w innych uwzględnia się krzywiznę śladu (np. NVLM - Nieliniowa Metoda Siatki Wirowej). Szersze porównanie różnych metod polowych można znaleźć w pracach [5, 6, 7].

#### 3.2. Aerodynamiczne modele przepływu

Współczesna analiza konstrukcji lotniczych wymaga szerszego spojrzenia na proces numerycznych obliczeń aerodynamicznych, niezbędnych do symulowania obciążeń zewnętrznych działających na te konstrukcje. Procesowi temu sprzyja lawinowy rozwój komputerów oraz metod obliczeniowych aerodynamiki. Do niedawna przeważały metody dwuwymiarowej analizy przepływu (opływ profili lotniczych), stanowiących główne dane do uproszczonych metod trójwymiarowych. Zaakceptowano je w numerycznych obliczeniach opartych o metodę Multhopa dla konstrukcji lotniczych o skrzydle z małym kątem skosu i o znacznym wydłużeniu. Współczesne konstrukcje lotnicze charakteryzują się geometrią skrzydła o małym wydłużeniu oraz silną interferencją głównych zespołów samolotu. Fakt ten wymusił poszukiwanie metod numerycznych, które dobrze wyznaczałyby przepływ o charakterze trójwymiarowym. Obecnie do analizy trójwymiarowego przepływu stosuje się następujące metody: różnic skończonych (MRS), elementów skończonych (MES) i elementu brzegowego (MEB) [8, 9]. Metoda różnic skończonych i metoda elementów skończonych pozwalają na bezpośrednie rozwiązanie równań Naviera i Stokesa. Metody te są niewygodne w stosowaniu gdyż wymagają generowania siatki w całym obszarze przepływu co może prowadzić do dużych trudności w przypadku złożonych siatek. Metody elementu brzegowego (metody panelowe) stosuje się do rozwiązania potencjalnych modeli przepływu, które to modele dobrze opisują przepływ bez oderwań i

warstwy przyścienniej. Rozpowszechnienie się tych metod wiąże się z dużą efektywnością oraz łatwością analizy obszarów o złożonej geometrii ponieważ siatka jest generowana tylko na brzegu opływającego obiektu. Matematyczne modele opływu przyjęło się klasyfikować w zależności od podstawowych ograniczeń narzuconych podczas tworzenia modelu fizycznego [10, 8]. Ograniczenia te powodują, że traci się niektóre cechy rzeczywistego płynu ale uzyskuje się prostsze modele matematyczne, które z dobrą dokładnością odwzorowują rzeczywisty opływ. Przyjęcie modelu z pewnymi uproszczeniami ma również znaczenie ze względu na koszt obliczeń [8, 9, 10].

**Tab. 1. Klasyfikacja modeli matematycznych.**

Lp.	Model	Założenia
1	Nawier'a i Stokes'a	płyn lepki, ściśliwy płyn przewodzi ciepło, przepływ nieustalony, ściśliwy
2	Euler'a	płyn nie lepki
3	Garrick'a	przepływ bezwirowy
4	Małych zaburzeń transonicznych	małe zaburzenia
5	Prandtl'a Glauert'a	przepływ ustalony
6	Laplace'a	płyn nieściśliwy

Tabela Tab. 1 zawiera klasyfikację modeli matematycznych z podaniem najważniejszych modeli, z głównymi założeniami dla modelu najbardziej złożonego Naviera i Stockesa, a dla pozostałych ograniczenia dodatkowe.

### 3.2.1. Model lepki

Model Navier'a i Stokes'a jest formułowany dla płynu przewodzącego ciepło w przepływie nieustalonym i ściśliwym. Przyjmując odpowiedni model turbulencji np. Baldwin – Lomax (5), otrzymujemy model najbardziej ogólny z punktu widzenia mechaniki płynów, ale praktycznie nieużyteczny w aerodynamice lotniczej. Tego typu model można znaleźć w pracy [8, 9, 10, 11]

$$\frac{\partial F}{\partial t} + \frac{\partial G}{\partial x_j} = 0 \quad (5)$$

gdzie:

$$F = [\rho, \rho u_i, \rho e]^T$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho u_j \\ \rho u_i u_j + p \delta_{ij} - \left(\frac{1}{Re}\right) \tau_{ij} \\ \rho u_i (e + 0.5 u_i u_j) - p u_j + \frac{1}{Re} \left[ \frac{1}{Pr q_j} - u_i \tau_{ij} \right] \end{bmatrix}$$

gdzie:  $\rho$  - gęstość płynu,  $V$  - prędkość o współrzędnych  $u_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ),  $p$  - ciśnienie,  $\delta_{ij}$  - delta Kronecker'a,  $Re$  - liczba Reynoldsa,  $Pr$  - liczba Prandtl'a,  $e$  - jednostkowa energia wewnętrzna,  $q_j$  - ( $j = 1, 2, 3$ ) współrzędne strumienia ciepła,  $\tau_{ij}$  - współrzędne tensora naprężeń.

Dokonując przekształceń modelu (5) można otrzymać modele Reynolds'a i Prandtl'a, które z powodzeniem są stosowane do obliczeń numerycznych.

### 3.2.2. Model Euler'a

Jeżeli rozpatrujemy opływ w płynie nie lepkiem  $Re \rightarrow \infty$  wtedy równanie (5) możemy przedstawić w postaci (6):

$$\begin{aligned} \rho_t + \operatorname{div} \rho V &= 0 \\ (\rho V)_t + \operatorname{div} (\rho V) V + \operatorname{grad} p &= 0 \\ (\rho e)_t + \operatorname{div} [(p + \rho e) V] &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

z następującym równaniem stanu (7):

$$e = \frac{p}{\rho(k-1)} + 0.5 \rho V^2 \quad (7)$$

### 3.2.3. Model potencjalny

Dla modelu potencjalnego przyjmujemy, że przepływ jest bezwirowy (8).

$$\operatorname{rot} V = 0 \quad (8)$$

Dla tak postawionego warunku istnieje wielkość  $\Phi(x, y, z, t)$  taka, że (9):

$$\nabla \Phi \equiv \operatorname{grad} \Phi = V \quad (9)$$

którą w mechanice płynów nazywa się potencjałem prędkości. Jeżeli nie dokonujemy dodatkowych założeń dotyczących potencjału  $\Phi$ , to otrzymamy model Garricka (10)

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial t^2} + \frac{\partial}{\partial t} V^2 + V \nabla (0.5 V^2) = a^2 \nabla^2 \Phi \quad (10)$$

gdzie:

$$a^2 = a_\infty^2 - (k-1) \left[ \frac{\partial \Phi}{\partial t} + 0.5 (\nabla \Phi)^2 - 0.5 U_\infty^2 \right]$$

Równanie (10) stanowi podstawę wyprowadzenia równań opisujących przepływ w różnych zakresach prędkości. Zakładając dodatkowo, że (11):

$$\Phi = \Phi_\infty + \varphi \quad (11)$$

oraz

$$\operatorname{mod} \nabla \varphi \ll U_\infty; \operatorname{mod} \nabla \varphi \ll \operatorname{mod} a_\infty, \quad (12)$$

gdzie  $\varphi$  jest potencjałem prędkości zaburzeń.

Przyjmując założenie, że potencjał  $\varphi$  jest wyrażony równaniem (13)

$$\operatorname{mod} \nabla \varphi \ll \operatorname{mod} (U_\infty - a_\infty) \quad (13)$$

to z (10) uwzględniając (12) otrzymujemy równanie (14)

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = \frac{1}{a_\infty^2} \left[ U_\infty \frac{\partial}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial t} \right]^2 \varphi \quad (14)$$

Równanie (14) obowiązuje w pod i naddźwiękowym opływie. Przy założeniu, że przepływ jest ustalony równanie (14) przekształca się do postaci (15):

$$(1 - Ma_\infty^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0 \quad (15)$$

zwanej równaniem Prandtl'a Glauert'a.

Przy założeniu, że przepływ jest nieściśliwy ( $Ma_\infty = 0$ ), to z (15) otrzymamy równanie Laplace'a (16)

$$\frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0, \quad (16)$$

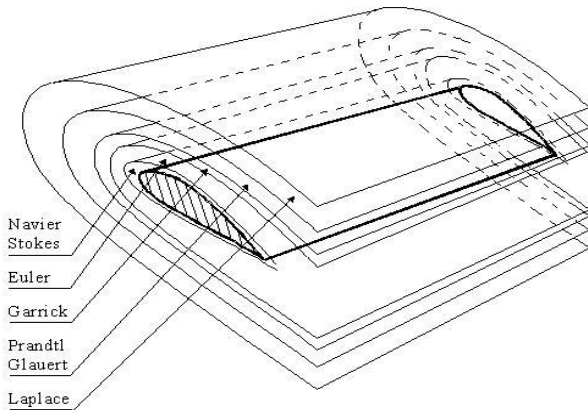
co przy użyciu symboli zapisujemy w postaci (17)

$$\nabla^2 \varphi = 0. \quad (17)$$

Postać równań (16) i (17) można otrzymać po zamianieniu zmiennych

$$\tilde{x} = (1 - Ma_{\infty}^2)x; \tilde{y} = y; \tilde{z} = z.$$

Zakresy stosowania tych modeli przedstawiono na rysunku Rys. 11.



Rys. 11. Granice stosowania modeli opływu [11].

Matematyczny opis modeli przedstawiony w 3.2.1 do 3.2.3 wskazuje, że najwygodniejszymi modelami do zastosowania są modele potencjalne z warunkiem, że powierzchnie nośne są cienkie i mogą być zastąpione powierzchniami szkieletowymi. Do tego typu metod należy metoda sieci wirowej (VLM) [10]. Metoda ta stosowana jest dla zakresu poddźwiękowego jak również dla naddźwiękowego. Mimo wielu ograniczeń narzuconych przy tworzeniu modelu fizycznego daje dobre wyniki.

Wykorzystując powyższe rozważania przeprowadzono obliczenia numeryczne rozkładu ciśnień na powierzchni samolotu Su-22 i MiG-29 oraz obliczono charakterystyki aerodynamiczne tych struktur wykorzystując program VORLAX i PANAIR.

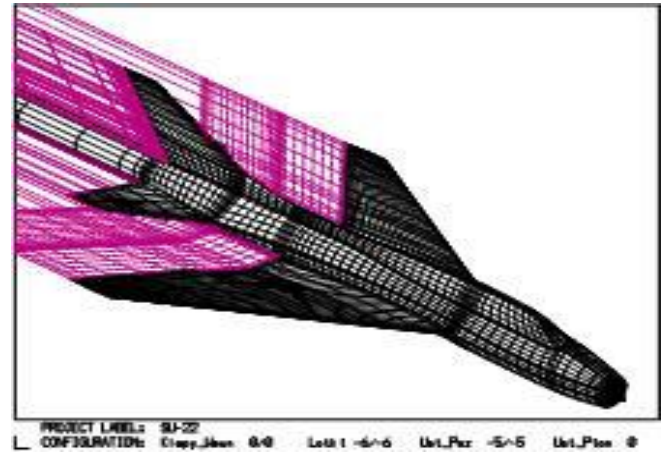
### 3.3. Przykład obliczeniowy

Przy wykorzystaniu programów VORLAX [10] i PANAIR [7] wykonano obliczenia rozkładu ciśnień i charakterystyk aerodynamicznych samolotu Su-22 i MiG-29 przykład podziału powierzchni samolotu Su-22 na panele przedstawiono na rysunku Rys. 12. Rozkład ciśnień przedstawiono na rysunku Rys. 13. Obliczenia wykonano przy założeniu, że liczba Macha  $Ma=0.4$ . Wyniki obliczeń porównano z rezultatami badań eksperymentalnych wykonanych w tunelu aerodynamicznym Wojskowej Akademii Technicznej [12].

Istnieje wiele odmian metod polowych [13] i mogą być one klasyfikowane z różnego punktu widzenia. Z punktu widzenia ich wykorzystania na potrzeby mechaniki lotu, najbardziej interesujące są metody umożliwiające wyznaczenie rozkładu ciśnień dla powierzchni nośnych poruszających się ruchem nieustalonym. Możliwe są tu dwa podejścia (por. Goraj, Sznajder [14]). W pierwszym zakłada się, że płat porusza się ruchem harmonicznym, w drugim zakłada się dowolny (niekoniecznie harmoniczny) ruch powierzchni nośnej. W pierwszym podejściu stosowane są dwie grupy metod. Pierwsza grupa zawiera metody polowe, zakładające, że na powierzchniach nośnych są rozłożone osobliwości, z kolei powierzchnie te są dzielone na panele (np. metoda siatki dipoli - DLM). Druga grupa metod wykorzystuje tzw. postaci ciśnienia i zawiera metody

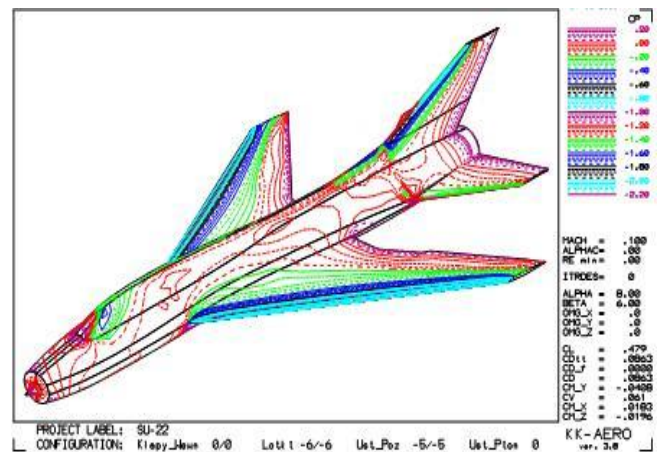
niepolowe (np. metoda postaci ciśnień - PFM). Metoda DLM może być traktowana jako uogólnienie i rozszerzenie metody VLM (Vortex Lattice Method – metoda siatki wirowej) [15, 16]. W metodzie DLM zakłada się, że wzdłuż linii 0,25 cięciw w sposób ciągły są rozłożone dipole.

Chociaż metoda DLM daje wyniki zgodne z wynikami eksperymentów, to jednak zawiera pewną niekonsekwencję. Polega ona na konieczności uwzględniania metody VLM przy obliczeniach składowej ustalonej ciśnienia.



Rys. 12. Szczegóły panelizacji samolotu Su-22.

Pozbawioną wad klasycznej metody DLM jest jej modyfikacja, zaproponowana przez Ued'a i Dowell'a [17] tzw. Metoda Siatki Dipoli Dyskretnych (PDLM). Modyfikacja polega na umieszczeniu na każdym panelu skupionych dipoli. Metoda ta jest dużo prostsza w obliczeniach numerycznych i jest ciągła nawet w przypadku, gdy częstość zredukowana zmierza do zera. Metodą pozwalającą na analizę dowolnego ruchu (niekoniecznie harmonicznego) jest zaproponowana przez Konstadinopoulos'a [18] metoda niestacjonarnej siatki wirowej (UVLM).

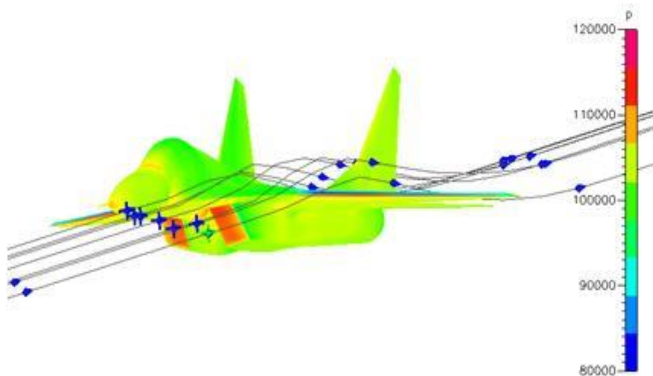


Rys. 13. Rozkład ciśnień na powierzchni samolotu Su-22.

Istotą tej metody jest bieżące generowanie śladu wirowego. W odróżnieniu od metod iteracyjnych, w których zakłada się początkową geometrię śladu rozwiniętego do nieskończoności i kształt który ustala się w ciągu kolejnych iteracji, w metodzie UVLM geometrię śladu wyznacza się na bieżąco, zaś czas (lub krok obliczeń) występuje w sposób jawny. Zakłada się, że płat porusza się względem powietrza nieruchomego lub ruchomego. Metoda UVLM jest szczególnie przydatna w analizie obciążeń powstających w trakcie wykonywania różnorodnych manewrów (np. bezcki



czy ustalonego zakrętu) oraz do wyznaczania obciążeń aerodynamicznych po gwałtownym wychyleniu powierzchni sterowych (a także w innych podobnych przypadkach lotu). Przykład zastosowania metod objętości skończonych [19, 20, 21, 22] do wyznaczania rozkładów ciśnienia na powierzchni samolotu przedstawiono na rysunku Rys. 14 [23].

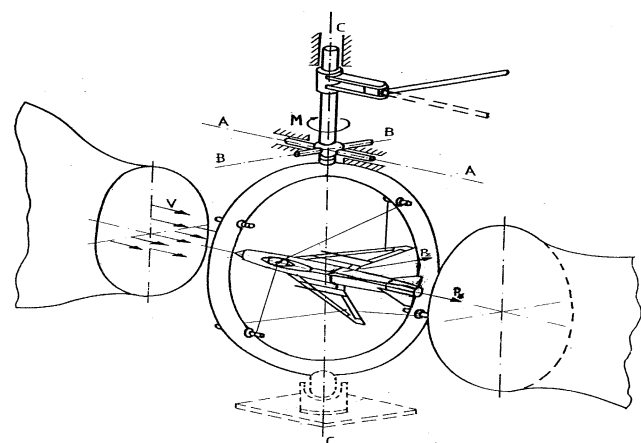


Rys. 14. Rozkład ciśnienia i linie prądu na powierzchni samolotu MiG-29.

Wyznaczenie różnicy ciśnień może być przeprowadzone bezpośrednio – w wyniku rozwiązania równania całkowego (metoda DLM) lub pośrednio, przez zastosowanie wzoru Kuty-Żukowskiego, jak w klasycznej metodzie VLM [24] lub z równania Bernouiego, jak w większości metod dla przepływów nieustalonych [6].

### 3.4. Badania tunelowe

Instytut Techniki Lotniczej WAT posiada tunel aerodynamiczny małych prędkości o średnicy przestrzeni pomiarowej  $\varnothing=1,1$  m (por. Rys. 15), w którym wykonano badania charakterystyk modelu samolotu F-16 (por. Rys. 16) w opływie symetrycznym i niesymetrycznym. Model samolotu został zaprojektowany w skali 1:19.



Rys. 15. Schemat układu pomiarowego.

Schemat kinematyki układu pomiarowego tunelu aerodynamicznego pokazano na rysunku Rys. 16, zaś metodykę programu obliczeń charakterystyk aerodynamicznych opracowano w oparciu o pracę [12]. W opracowaniu [12] przedstawiono wyniki badań doświadczalnych charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu w skali 1:19 przy zamkniętym kanale wlotowym do silnika i stożku wylotowym. Badania przeprowadzono

dla samolotu w konfiguracji gładkiej (stery, elementy mechanizacji skrzydła, hamulce aerodynamiczne w położeniu niewychylonym, podwozie schowane, bez podwieszek zewnętrznych), dla przypadków: całego samolotu, samego kadłuba, kadłuba ze skrzydłem i kadłuba z usterzeniem poziomym.



Rys. 16. Model samolotu F-16 w tunelu aerodynamicznym.

Zbadano wpływ wychylenia usterzenia poziomego, wpływ mechanizacji skrzydła przy usterzeniu poziomym nie wychylonym i wychylonym, wpływ podwieszek zewnętrznych (zbiorniki podwieszane i elementy uzbrojenia) na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu. Badania wykonano w zakresie kątów natarcia  $\alpha = -40^\circ$  co  $2^\circ$  do  $\alpha = 48^\circ$ . Pomiarów wykonano przy ciśnieniu prędkości  $q = 1000$  Pa (prędkość  $V \approx 40$  m/s) i liczbie Reynoldsa  $Re \approx 5 \cdot 10^5$ . Współczynniki aerodynamiczne odniesione są do powierzchni  $S$  skrzydła modelu samolotu, zaś współczynnik momentu pochylającego dodatkowo do średniej cięciwy aerodynamicznej  $b_A$ . Model samolotu zawieszono w tunelu aerodynamicznym tak, aby oś momentów wagi aerodynamicznej przechodziła przez punkt odpowiadający środkowi masy samolotu, a oś podłużna pokrywała się z osią oporu wagi.

Wyniki badań przedstawiono w postaci tablic i wykresów obrazujących przebiegi podstawowych charakterystyk aerodynamicznych [12] i tak:

- 1)  $C_{xa} = f(\alpha)$  – współczynnik oporu czołowego w funkcji kąta natarcia;
- 2)  $C_{za} = f(\alpha)$  – współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia;
- 3)  $C_m = f(\alpha)$  – współczynnik momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia;
- 4)  $K = f(\alpha)$  – doskonałość aerodynamiczna w funkcji kąta natarcia;
- 5)  $C_{za} = f(C_{xa})$  – biegunowa modelu samolotu;
- 6)  $C_m = f(C_{za})$  – współczynnik momentu pochylającego w funkcji współczynnika siły nośnej.

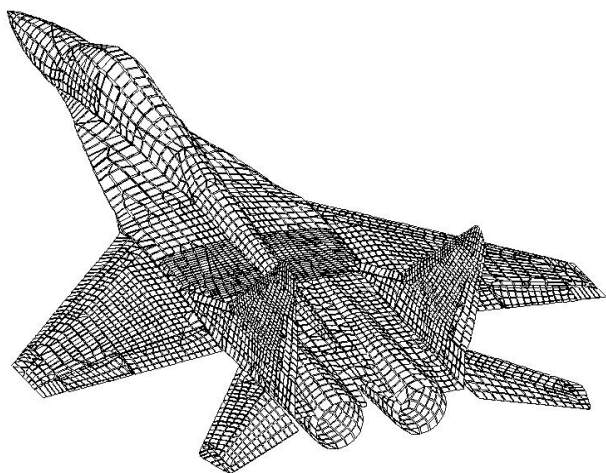
## 4. NUMERYCZNA ANALIZA WYTRZYMAŁOŚCI STRUKTURY I DRGAŃ WŁASNYCH SAMOLOTÓW MiG-29 i F-16

### 4.1. Model numeryczny samolotu MiG-29

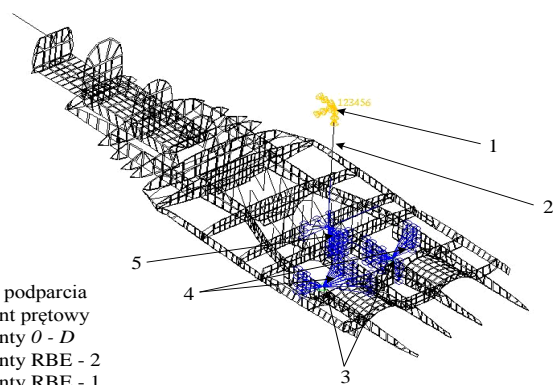
Bazując na metodach panelowych i algorytmach opracowanych do odtwarzania struktur lotniczych wykonano modele obliczeniowe (przykłady wizualizacji modeli por. Rys. 17 - Rys. 19) samolotów bojowych eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP.



Badania dynamiczne samolotu MiG-29 i innych eksploatowanych samolotów przeprowadzono dla układu konstrukcyjno – wytrzymałościowego rozpatrywanych statków powietrznych. Dlatego otrzymane wyniki są wynikami poglądowymi przedstawionymi w celu zaprezentowania etapów analizy konstrukcji cienkościennych na potrzeby identyfikacji własności dynamicznych układu. Analizy przeprowadzono wykorzystując system MSC Patran / Nastran.



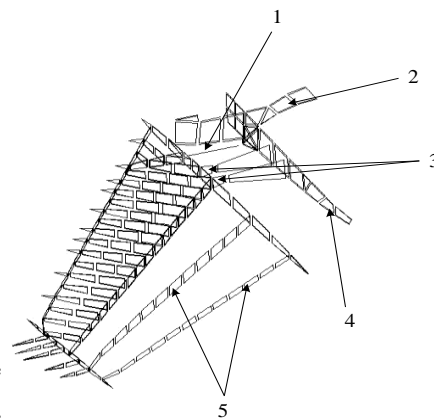
Rys. 17. Model obliczeniowy samolotu MiG-29.



Rys. 18. Model struktury wewnętrznej samolotu MiG – 29.

Przed przystąpieniem do obliczeń dynamicznych całej konstrukcji lotniczej należy zamodelować połączenia kadłub-skrzydło i kadłub-stabilizator. Model połączenia kadłub-stabilizator przedstawiono na rysunku Rys. 19.

Model połączenia kadłub-stabilizator (por. Rys. 19) został wykonany jako belka (nr 1 na Rys. 19) o własnościach CBAR dla formatu instrukcji w systemie NASTRAN. W konstrukcji samolotu MiG-29 połączenie to stanowi podparcie stabilizatora w kadłubie realizowane przez dwa łożyska. Elementy powłokowe typu *CQUAD4* (nr 3 na Rys. 19) modelują połączenie stabilizatora z napędem sterującym. Dodatkowo ze względu na dużą wiotkość pokrycia stabilizatora w miejscu umieszczenia wypełniacza ulowego dodano dwie ścianki z elementów typu *CQUAD4*. Analizując sposób modelowania trywialnego połączenia zespołów składowych samolotów należy zwrócić uwagę na istotę problemu modelowania skomplikowanych połączeń, które mogą (zazwyczaj mają) mieć istotny wpływ na otrzymane wyniki w zakresie statyki i dynamiki.



1. Element prętowy
2. Wręga nr 9
3. Elementy powłokowe
4. Ścianki boczne
5. Elementy powłokowe

Rys. 19. Połączenie kadłub – stabilizator.

#### 4.2. Wyniki analizy drgań własnych samolotu MiG-29

Dla przyjętych modeli numerycznych wykonano obliczenia w systemie MSC Nastran. Częstotliwości drgań własnych zostały przedstawione w tabeli Tab. 2.

Tab. 2. Częstotliwości i postacie drgań własnych.

Postać		Rodzaj	Częstotliwość [Hz]
Symetryczna	Niesymetryczna		
+	-	wychylenie lotek	5,83
+	-	I giętna skrzydła + I giętna UV	10,1
-	+	I giętna UV + I giętna skrzydła	13,4
-	+	I giętna skrzydła + I giętna UV	15,9
-	+	wychylenie UH	20,5

Metoda analizy zjawisk dynamicznych odkształcalnego samolotu jest oparta na trójwymiarowej dyskretyzacji całej struktury. W porównaniu z metodami jedno- i dwuwymiarowej dyskretyzacji [25, 26, 27, 28, 29, 30] ma charakter uniwersalny i może być wykorzystana do obliczeń dynamicznych charakterystyk dowolnych układów konstrukcyjnych prawie w sposób naturalny bez wprowadzania dodatkowych uproszczeń.

#### 4.3. Modelowanie i analiza wytrzymałościowa uszkodzonej struktury płatowca samolotu

Analiza wytrzymałościowa usterzenia pionowego samolotu MiG-29 była podyktowana potrzebą dokonania remontu tego usterzenia, które uległo uszkodzeniu (por. Rys. 20). Przeprowadzenie analizy i właściwe interpretowanie wyników powinno udzielić odpowiedzi na pytanie czy rozpatrywana konstrukcja usterzenia pionowego z powstałymi uszkodzeniami po wykonaniu remontu spełni wymagania eksploatacyjne dla tego typu samolotu.

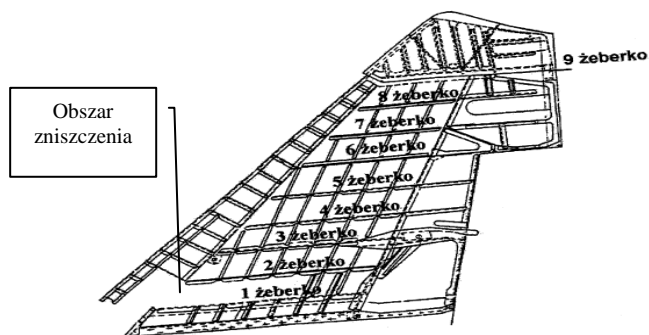
Konstrukcja statecznika pionowego została wykonana jako układ kompozytowo- metalowy. Pokrycie statecznika pionowego oraz podłużnice wykonano z kompozytu węglowego KMU-4L (oznaczenie rosyjskie). Głównym elementem metalowym jest wspornik dźwigara przedniego wykonany ze stopu aluminium D19czAT (oznaczenie rosyjskie). Rysunek Rys. 21 przedstawia schemat układu konstrukcyjno wytrzymałościowego statecznika pionowego samolotu MiG-29 po zdarzeniu lotniczym.

Głównym problemem identyfikacji materiałowej było określenie składu materiału kompozytowego zastosowanego na pokrycie statecznika [23]. Badanie struktury laminatu kompozytowego wykonano przy użyciu mikroskopu

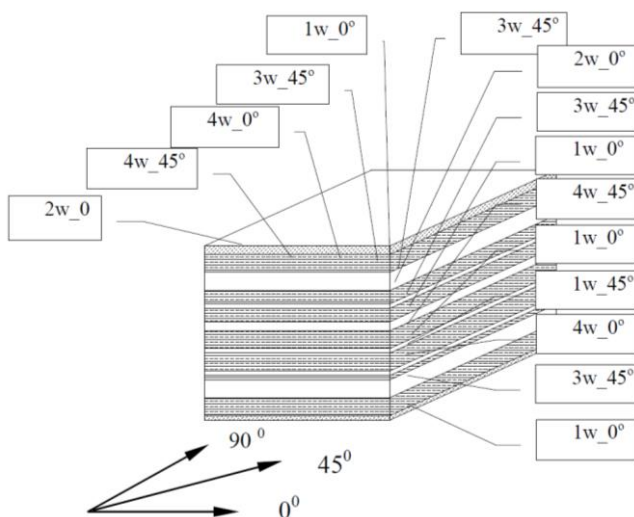
optycznego. Na rysunku Rys. 22 przedstawiona została liczba warstw i ich orientacje w materiale.



Rys. 20. Statecznik pionowy samolotu MiG-29 z powstałymi uszkodzeniami na skutek awaryjnego lądowania.



Rys. 21. Schemat układu konstrukcyjno-wytrzymałościowego statecznika pionowego.



Rys. 22. Schemat ułożenia warstw w laminacie kompozytowym.

Na podstawie przeprowadzonych pomiarów dokonano identyfikacji grubości warstwy elementarnej w zakresie 0,10 mm do 0,15 mm.

Warstwy zewnętrzne stanowią odrębny kompozyt szklany również o różnej grubości warstw (powierzchnia zewnętrzna dwie warstwy, powierzchnia wewnętrzna jedna

warstwa). Na podstawie obserwacji ułożenia i grubości warstw została opracowana tabela Tab. 3 stanowiąca podstawę do generacji własności fizycznych i geometrycznych materiałów niezbędnych do zastosowania w procesie numerycznej symulacji pracy konstrukcji pod zadaniem obciążeniem.

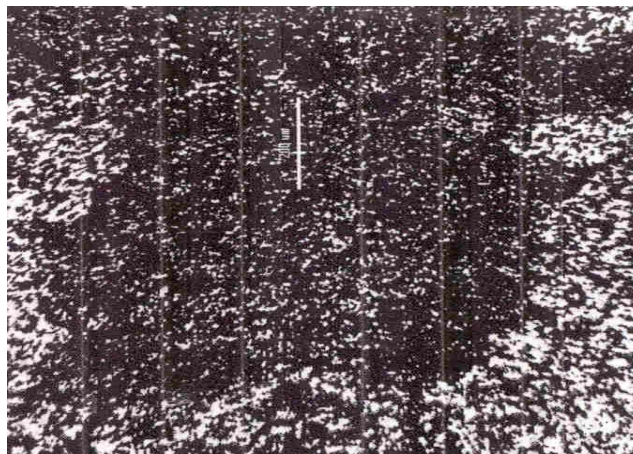
Tab. 3. Identyfikacja materiału.

Liczba warstw w segmencie	Orientacja warstwy [deg]	Grubość Segmentu Warstw [mm]	Materiał
2	0	0,44	Włókno szklane
4	45	0,44	Włókno węglowe
4	0	0,44	Włókno węglowe
3	45	0,33	Włókno węglowe
1	0	0,13	Włókno węglowe
3	45	0,33	Włókno węglowe
2	0	0,22	Włókno węglowe
3	45	0,33	Włókno węglowe
1	0	0,13	Włókno węglowe
4	45	0,44	Włókno węglowe
1	0	0,13	Włókno węglowe
1	45	0,13	Włókno węglowe
4	0	0,44	Włókno węglowe
3	45	0,33	Włókno węglowe
1	0	0,22	Włókno szklane

#### 4.4. Identyfikacja materiału D19czAT

Ze stopu aluminium D19czAT (oznaczenie rosyjskie) zgodnie z instrukcją eksploatacji samolotu MiG-29 wykonano wspornik przedniego dźwigara statecznika pionowego. Na potrzeby numerycznych analiz wytrzymałościowych jak również w celu odtworzenia jego geometrii dokonano identyfikacji materiału z którego w oryginale wykonano wspornik.

Przeprowadzono analizę składu chemicznego próbki pobranej z dźwigara. Analizę wykonano metodą emisyjnej spektrometrii atomowej za pomocą spektrografu PGS-2, stosując wzorce IMN Gliwice serii EP dla stopów Al, Cu, Mg. Oznaczenie zawartości Cu wykonano metodą absorpcyjnej spektrometrii atomowej za pomocą spektrometru firmy *Perkin Elmer*. Wyniki analizy chemicznej, skład w %: Si=0,19; Fe=0,97; Mg=1,30; Cu=2,40; Ni=0,90; Ti=0,05; Mn=0,06; Zn<0,05. Twardość HB=131. Przeprowadzono badania metalograficzne (por. Rys. 23). Obserwacji struktury dokonano na próbce pobranej z dostarczonego elementu.



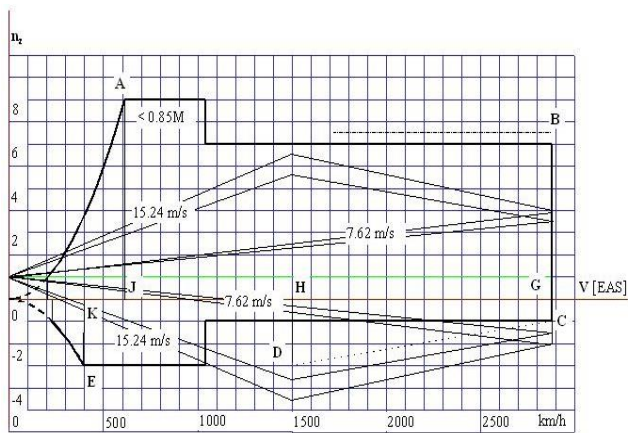
Rys. 23. Struktura stopu D19cz AT po trawieniu, pow.50.



Zgłądy trawiono odczynnikiem fluorowodorowym. Na fotografii (por. Rys. 23) widoczne są drobne wydzielenia fazy przesycającej na tle ziaren roztworu stałego. Świadczy to o wykonanej obróbce cieplnej stopu polegającej na przesycaeniu i starzeniu. Ziarna nie wykazują deformacji wynikającej z zastosowanej obróbki plastycznej. Stop o podobnym składzie odpowiada stopowi PA30 wg PN-79/H-88026 po obróbce cieplnej.

**4.5. Opis modelu obliczeniowego**

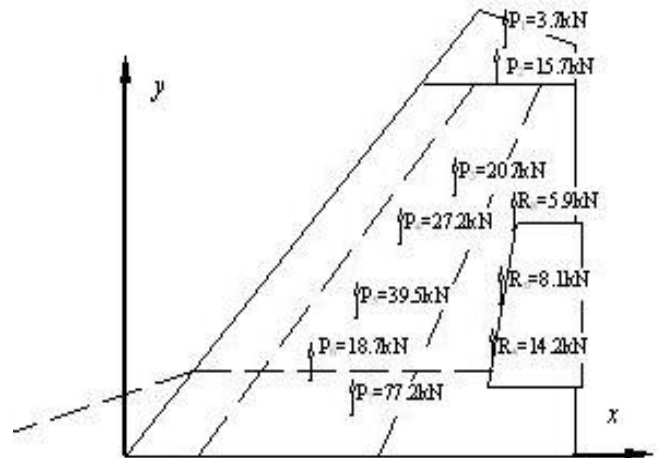
Stopień dokładności odtworzenia geometrii modelu usterzenia pionowego jest kompromisem między żądaną precyzją z jaką musimy otrzymać wyniki, a pracochłonnością (kosztami) wykonania pracy. Należy przy tym mieć na uwadze, że zbyt duża ilość określonych parametrów modelowanego obiektu może nie tylko spowodować wzrostu dokładności, ale wręcz przeciwnie – może przynieść skutki odwrotne do zamierzonych.



**Rys. 24. Obwiednia obciążeń dla samolotu MiG-29 według przepisów MIL-A-8861 B (AS).**

Do analizy numerycznej usterzenia przyjęto obciążenia z obwiedni obciążeń (por. Rys. 24).

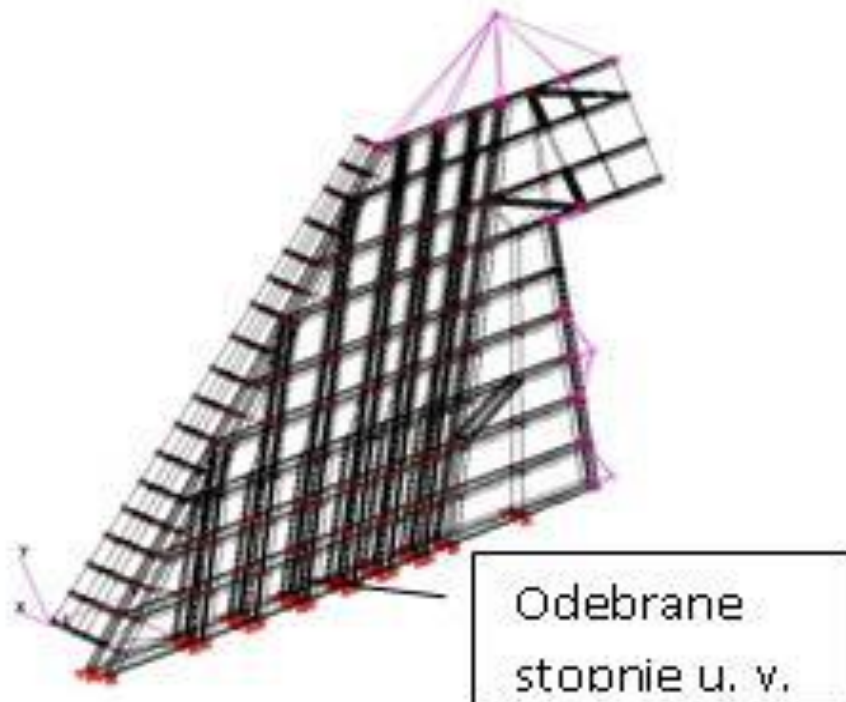
Schemat dystrybucji wymiarującego obciążenia jest zamieszczony na Rys. 25 dla prędkości odpowiadającej  $Ma=0.9$ .



**Rys. 25. Schemat rozmieszczenia obciążenia statecznika pionowego samolotu MiG-29 dla  $Ma=0.9$ .**

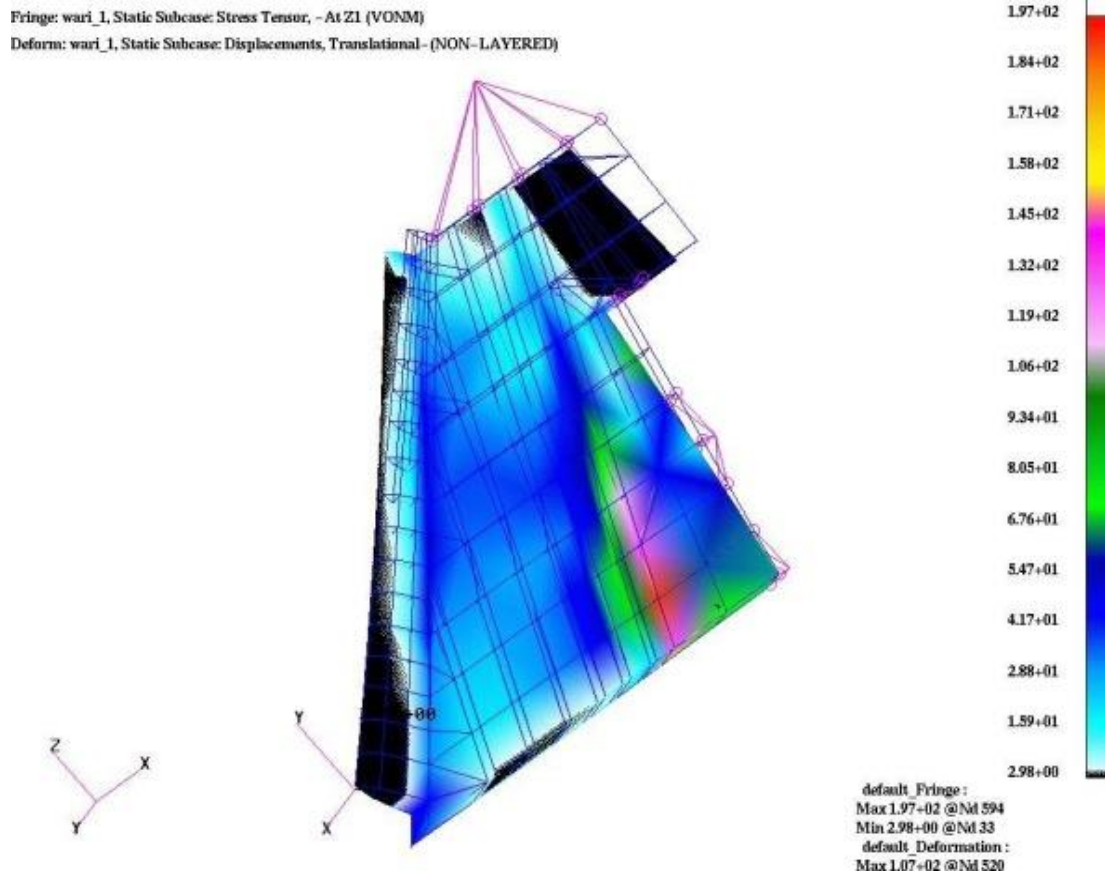
Model obliczeniowy (Rys. 26) usterzenia pionowego został wykonany w systemie PATRAN opierając się na geometrii usterzenia, która została wykonano w systemie UNIGRAPHICS. Analizy metodą elementów skończonych wykonano w oparciu o system MSC/Nastran. Przykładowe wyniki analizy naprężeń zamieszczono na rysunku Rys. 27.

Model cyfrowy wspornika dźwigara przedniego wykonano jako bryłę parametryczną i stanowił podstawę do tworzenia układu masowo - sztywnościowego niezbędnego do przeprowadzenia analiz wytrzymałościowych w ekstremalnych stanach eksploatacji samolotu MiG-29 (por. Rys. 24).

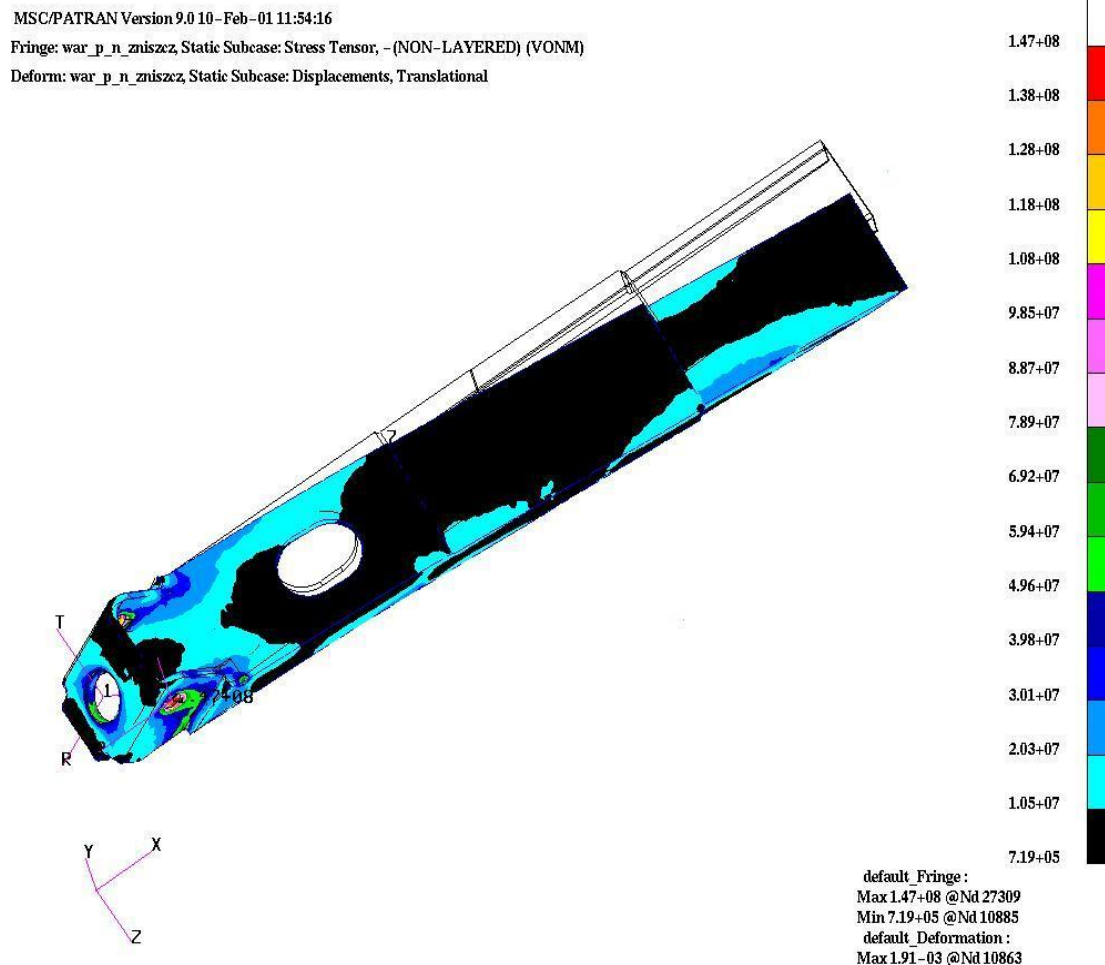


**Rys. 26. Schemat podparcia statecznika pionowego.**





Rys. 27. Naprężenia w strukturze pokrycia usterzenia pionowego samolotu MiG-29.



Rys. 28. Naprężenia we wsporniku dźwigara przedniego usterzenia pionowego samolotu MiG-29.

Model MES wspornika dźwigara przedniego do numerycznych analiz wykonano na bazie modelu CAD w systemie PATRAN. Niezbędną analizę numeryczną w zakresie zjawisk statycznych i dynamicznych wykonano w oparciu o system NASTRAN a przykładowe wyniki naprężeń zamieszczono na rysunku Rys. 28.

Wyniki analizy numerycznej wspornika pod zadaniem obciążeniem (dla stanów por. Rys. 24) struktury nieuszkodzonej i uszkodzonej statecznika pionowego zestawiono w tabeli Tab. 4.

**Tab. 4. Wyniki analizy wspornika dźwigara przedniego.**

Pokrycie statecznika nieuszkodzone	
Maksymalne przemieszczenia [mm]	Naprężenia zredukowane $\sigma_{zred}$ [MPa]
1.91	10.5÷20.5
Pokrycie statecznika uszkodzone	
Maksymalne przemieszczenia [mm]	Naprężenia zredukowane $\sigma_{zred}$ [MPa]
9.41	229÷343

## 5. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Wykorzystując systemy CAD/CAE zaproponowano algorytm numerycznego odtwarzania istniejących w rzeczywistości struktur lotniczych w wirtualną rzeczywistość komputera. Do tego celu wybrano system UNIGRAPHICS i preprocesor MSC/PATRAN do programu metody elementów skończonych systemu MSC/NASTRAN [4]. Zaprezentowane metodyki opracowano z myślą wykorzystania ich do oceny stanu technicznego samolotów eksploatowanych od ponad dwudziestu pięciu lat w Siłach Powietrznych RP oraz wprowadzanych do eksploatacji samolotów F-16. Jako główny przykład wybrano samoloty Su-22, MiG-29 oraz F-16. Proces numerycznego odtwarzania był bardzo trudny, gdyż nie posiadano dokumentacji konstrukcyjnej i technologicznej tych samolotów.

Wymagania dotyczące wytrzymałości żądają takiego wykonania konstrukcji samolotu, aby pod działaniem obciążeń zmiennych w czasie użytkowania, prawdopodobieństwo wystąpienia sytuacji krytycznej było małe. Podczas użytkowania następuje obniżanie się charakterystyk wytrzymałościowych konstrukcji w wyniku działania zmiennych temperatur otoczenia, korozji oraz warunków eksploatacji i przechowywania. Eksploatowane w Siłach Powietrznych RP samoloty, w tym samoloty Su-22 i MiG-29 były projektowane w drugiej połowie XX wieku. Analizując struktury samolotów Su-22 i MiG-29 (produkcji byłego ZSRR), to zauważa się, że rozwiązania konstrukcyjne przystosowano do metody udowadniania trwałości, poprzez przewymiarowanie krytycznych elementów konstrukcji i przyjęcie skróconego okresu między remontowego. Takie postępowanie pozwala wnioskować na podstawie przeprowadzonych analiz wytrzymałościowych, że jest możliwe udowodnienie większej trwałości samolotu, jeżeli zostaną przeprowadzone dodatkowo analizy i badania zmęczeniowe struktury samolotów.

Przedstawiona metodyka badania lotniczych konstrukcji cienkościennych może być bez trudu zastosowana do budowania adekwatnych modeli

obliczeniowych na potrzeby analizy stanu lotu i dynamicznego niszczenia konstrukcji samolotu Tu-154M.

## Literatura cytowana

- [1] Ziętański S., "AI-based optimization method for the analysis of co-ordinate measurements within integrated CAD/CAM/CAE systems", ImechE 2003.
- [2] Olejnik A., "Opracowanie systemu komputerowego wspomagającego analizę podatności remontowej i procesów technologii napraw samolotów i śmigłowców eksploatowanych w Siłach Powietrznych RP". Warszawa 1994-1997.
- [3] Kiciak P., "Podstawy modelowania krzywych i powierzchni", Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa, 2000.
- [4] Electronic Data Systems Corporation, "UNIGRAPHICS, Modelling", GRIP, Maryland 2000.
- [5] Kandil O.A., Mook D.T., Nayfeh A.: "Non-linear prediction of aerodynamic load on lifting surfaces". Journal of Aircraft, Vol. 13, No 1, 1976.
- [6] Katz J., Plotkin A., "Low - speed aerodynamics. Second edition", Cambridge University Press, 2001.
- [7] Rom J.: "High angle of attack aerodynamics, subsonic, transonic and supersonic". Springer - Verlag, 1992.
- [8] Rohatyński E.: "Metoda Elementów Brzegowych w Mechanice Płynów". Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 145, pp. 136-144, 1996.
- [9] Wu J.C., Wabach M.M.: "Numerical solutions of viscous flow equations using integral representations". Lecture Notes in Physics, vol. 59, Springer, 1976.
- [10] Miranda L.R., Elliot R.D., Baker W.M.: "A generalized vortex lattice method for subsonic and supersonic flow applications". NASA CR 2865, 1977.
- [11] Goraj Z., Molicki W., Paturski Z., "Modelowanie rozkładu ciśnień na powierzchni nośnej przy wykorzystaniu metody superpanelowej", XXVII Sympozjum Modelowanie w Mechanice 1988.
- [12] Olejnik A. i inni: "Doświadczalne charakterystyki modelu samolotu F-16 w opływie symetrycznym". Sprawozdanie WAT, Warszawa 2005 (niepublikowane).
- [13] Sibilski K., Modelowanie i symulacja ruchu obiektów latających, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa 2004.
- [14] Goraj Z., Sznajder J.: Metody panelowe w mechanice lotu – możliwości i ograniczenia. Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 143, 1995.
- [15] Goetzendorf-Grabowski T., "Zastosowanie metody panelowej do obliczeń naddźwiękowych charakterystyk aerodynamicznych samolotów dla symulatorów lotu"., Warszawa 1993.
- [16] Goraj Z., Pietrucha J., "Modyfikacje modelu opływu potencjalnego dla polepszenia metody panelowej"., Prace Instytutu Lotnictwa 4/1993 (135).
- [17] Dowell E.H., Ueda T.: "Doublet point method for supersonic unsteady lifting surfaces". AIAA Journal, Vol. 22, No. 2, pp. 179-186, 1984.

- [18] Konstadinopoulos P.A. et al.: "A vortex - lattice method for general unsteady aerodynamics". Journal of Aircraft, Vol. 22, No 1, 1985.
- [19] Fluent User's Guide, [www.fluent.com](http://www.fluent.com)
- [20] Chung T.J.: "Computational Fluid Dynamics". Cambridge University Press, Cambridge, 2002.
- [21] Versteeg H.K., Malalasekera W.: "An introduction Computational Fluid Dynamics. The Finite Volume Method". Longman Scientific Technical, Essex, England, 1995.
- [22] Eymard R., Gallouet T., Herbin R.: "Finite Volume Methods", LATP, Marseille, 1997.
- [23] Olejnik A., "Zastosowanie cyfrowych modeli statków powietrznych do analizy obciążeń, zagadnień wytrzymałościowych i drgań samolotów o złożonym układzie aerodynamicznym i konstrukcyjnym", PBG nr OT00A 038 18, Warszawa 2002.
- [24] Hedman S.G.: "Vortex lattice method for calculation of quasi steady state loadings on thin elastic wings". Rep. 105, Aeronautical Research Institute of Sweden. Rep. No. 105, 1965.
- [25] Błaszczuk J., "Dynamiczny model samolotu ze skrzydłem o zmiennej geometrii do badania drgań własnych metodą elementów skończonych". Biul. WAT XXXVI, 3, 1987.
- [26] Dźygałło Z., Błaszczuk J.,- Dynamic model of a deformable aircraft for natural vibration analysis by the finite element method. J.Tech.Phys. 18,2,1977.
- [27] Dźygałło Z., Błaszczuk J., Nowotarski I., Olejnik A., Sobieraj W., "Prace wykonane w problemie węzłowym 02.01.p.t.:Podstawy mechaniki materiałów maszyn, konstrukcji i procesów technologicznych", IPPT PAN, Warszawa, 1986.
- [28] Dźygałło Z., Nowotarski I., Olejnik A., "Dyskretny model odkształcalnego samolotu do badania drgań własnych". Biul. WAT XXXIII, 4, 1984.
- [29] Dźygałło Z., Nowotarski I., Olejnik A., "Analiza drgań własnych odkształcalnego samolotu z zamocowanymi powierzchniami sterowymi". Biul. WAT XXXIII, 11, 1984.
- [30] Dźygałło Z., Olejnik A., "Numeryczne kształtowanie wytrzymałościowe osiowosymetrycznych układów powłokowo-płytkowych". Biul. WAT XXIX, 12, 1980.