

## METODA NUMERYCZNEJ ANALIZY AEROSPĘŻYSTOŚCI

ROBERT ROSZAK, MICHAŁ RYCHLIK, WITOLD STANKIEWICZ, KRZYSZTOF KOTECKI,  
HUBERT HAUSA, MAREK MORZYŃSKI, MICHAŁ NOWAK

*Politechnika Poznańska*

### WSTĘP

Zadaniem inżynierów jest modelowanie układów rzeczywistych. Trudność modelowania wynika z jednej strony z konieczności uwzględnienia różnorodnych oddziaływań wzajemnych, a z drugiej strony z wymagania, aby model był możliwie prosty i łatwy w zastosowaniu. Szczególną rolę w modelowaniu odgrywają techniki komputerowe. Wraz z rozwojem możliwości współczesnych procesorów zarówno model dyskretny jak i matematyczny model zjawisk rzeczywistych mogły ulegać poszerzeniu. Współczesne modele dyskretny tworzone są dla układów o milionach stopni swobody, dobrze przybliżając układy ciągłe. Jednocześnie wraz ze zwiększaniem się możliwości obliczeniowych opis matematyczny pozwala na wspólne uwzględnienie różnych zjawisk fizycznych. Ponieważ wszystkie oddziaływania świata zewnętrznego wynikają z jednoczesnego wpływu wielu zjawisk fizycznych modelowanie typu „multiphysics” stanowi wyzwanie dla współczesnej inżynierii.

Przykładem takich zjawisk wzajemnego oddziaływania w mechanice mogą być oddziaływania strukturalno-przepływowe, odkształcenia struktury pod wpływem sił normalnych i stycznych występujących w płynie. Istnieją zagadnienia, w których oddziaływania te mają charakter decydujący o funkcjonowaniu systemu lub urządzeń, w których nieuwzględnienie tego wpływu grozi poważnymi konsekwencjami ze zniszczeniem włącznie.

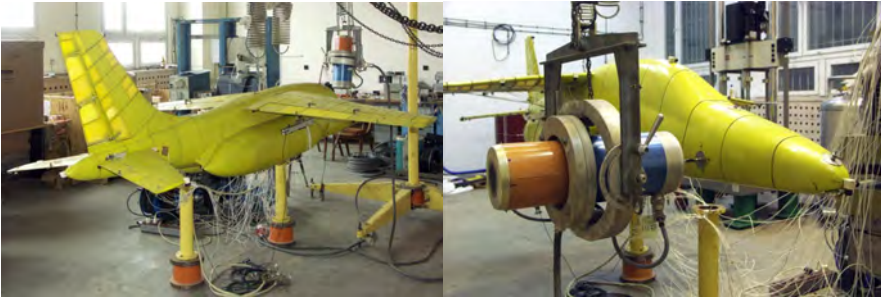
Wraz z rozwojem możliwości współczesnych procesorów coraz mniejszą rolę w procesie badania zjawisk aeroelastycznych w przemyśle lotniczym odgrywa wykorzystanie tuneli aerodynamicznych jak i wstępnych lotów testowych do weryfikacji poprawności rozwiązań. Wzrost możliwości technik komputerowych coraz częściej pozwala na zastosowanie symulacji we wstępnych etapach projektowania. Duże systemy umożliwiające trójwymiarowe symulacje sprzężenia strukturalno-przepływowego to oprogramowanie wysoce specjalistyczne oraz kosztowne, stąd istnieje niewiele kodów tego typu. Praca przedstawia wyniki uzyskane w obliczeniach strukturalno-przepływowych dla modelu samolotu, opartego na rzeczywistym modelu do badań rezonansowych. Konstrukcję tego małego odrzutowego samolotu szkoleniowego opracowano w Instytucie Lotnictwa w Warszawie.

Celem pracy jest przedstawienie pełnej symulacji sprzężenia strukturalno-przepływowego dla modelu samolotu do badań flatterowych. W celu przeprowadzenia założonych analiz konieczne było rozbudowanie i przystosowanie narzędzia numerycznego [68] składającego

się z programu przepływowego, strukturalnego oraz kodów do wymiany danych pomiędzy obszarem płynu i struktury i deformacji siatek przepływowych.

Zakres pracy obejmował:

- utworzenie modelu aerodynamicznego z wykorzystaniem technik inżynierii odwrotnej na podstawie rzeczywistej geometrii modelu,
- utworzenie strukturalnego modelu obliczeniowego bazującego na rzeczywistym modelu masowym
- wykonanie obliczeń numerycznych w celu wyznaczenia postaci i częstotliwości drgań własnych samolotu
- generację trójwymiarowej siatki aerodynamicznej
- przygotowanie środowiska aerosprężystego w celu wykonania symulacji dla modelu samolotu obejmująca utworzenie powierzchni wymiany danych,
- przeprowadzenie testów,
- wizualizację wyników.

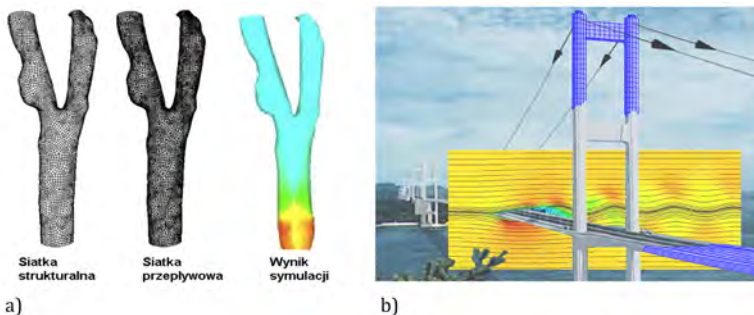


Rys. 1. Model samolotu do badań rezonansowych

## 1. AEROELASTYKA

Aeroelastyka (CAE – ang. Computational Aeroelasticity) [2] to dział mechaniki zajmujący się badaniem oddziaływania strumienia płynu na opływane przezeń odkształcalne ciało. Termin ten łączy ze sobą metody stosowane w komputerowej mechanice płynów (ang. Computational Fluid Dynamics) z obszarem dynamicznych analiz strukturalnych (ang. Computational Structural Mechanics) [3].

Podstawowym kryterium w modelowaniu sprzężenia strukturalno-przepływowego jest rodzaj przepływu. Może on mieć charakter swobodny (np. opływ samolotu, statku, konstrukcji (rys 2b)) lub zamknięty (np. przepływ w naczyniach krwionośnych (rys. 2a)).

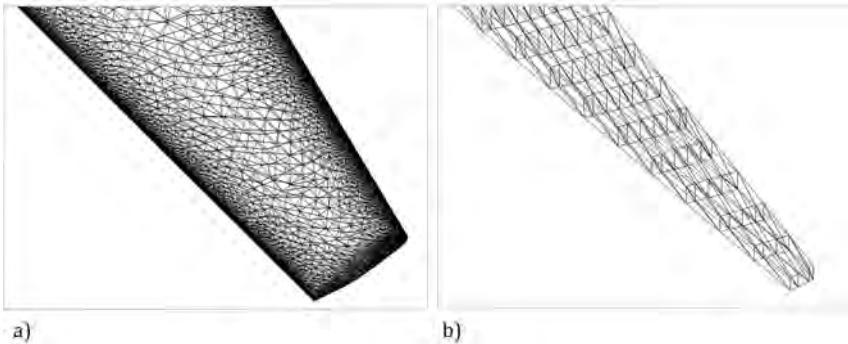


Rys. 2. Przykład modelowania sprzężenia strukturalno-przepływowego: a) dla wycinka naczynia krwionośnego [3], b) dla konstrukcji mostu [1].

Każde z wyżej wymienionych zagadnień jest przedmiotem licznych badań [5]. Coraz większy rozwój obserwuje się w obszarze przepływów zamkniętych w odniesieniu do tkanek biologicznych. Szczególną uwagę zajmują badania przepływu krwi w naczyniach krwionośnych [5].

Metody komputerowe pozwalają badać różne aspekty aeroelastycznych odpowiedzi i są w dalszym ciągu przedmiotem licznych badań naukowych. Dla przykładu wiele aspektów [2], w komputerowym sprzężeniu strukturalno-przepływowym wiąże się z szukaniem wspólnych zależności pomiędzy aerodynamiką w przepływie a dynamiką struktury. To podejście wiąże się z komplikacjami wynikającymi z wzajemnego oddziaływania pomiędzy dwoma niezależnymi kodami numerycznymi. Osobnym zagadnieniem do rozwiązania jest sposób wymiany informacji pomiędzy programami dla płynu i struktury (rys. 3), przy różnej dyskretyzacji obszarów i zastosowaniu różnych metod (elementów skończonych, skończonych objętości).

Istotnym problemem w analizach sprzężenia strukturalno-przepływowego jest opis poszczególnych stanów w odniesieniu do dwóch różnych stosowanych układów współrzędnych. Często spotykane jest [2], [7] stosowanie opisu Eulera – układ nieruchomy (CSM), lub opisu Lagrange'a – układ ruchomy (CFD). Wynika stąd konieczność opracowania odpowiednich technik wymiany danych pomiędzy tymi układami.



Rys. 3. Przykład różnic dyskretyzacji dla profilu skrzydła NACA 0012: a) siatka przepływowa – elementy typu „tetra”, b) siatka strukturalna – elementy typu belkowego i powierzchniowego

Problemem jest także przyjęcie odpowiedniego kroku czasowego w obliczeniach, który może być różny dla kodu przepływowego i kodu strukturalnego. Jest to szczególnie ważne przy prowadzeniu dynamicznej analizy sprzężenia strukturalno-przepływowego.

Definiując wzajemne oddziaływanie pomiędzy obszarami płynu i struktury możemy przytaczając za Farhat napisać najogólniejsze równania, opisujące istotę aeroelastyki [9] (2-1, 2-2, 2-3).

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( A(\mathbf{x}, t) W(\mathbf{x}, t) \right) + F^C \left( W(\mathbf{x}, t), \mathbf{x}, \frac{dx}{dt} \right) = F^D(W(\mathbf{x}, t)) \quad (2-1)$$

$$M \ddot{q} + f^{\text{int}}(q) = f^{\text{ext}}(W(\mathbf{x}, t), \mathbf{x}) \quad (2-2)$$

$$\tilde{M} \ddot{x} + \tilde{C} \dot{x} + \tilde{K} x = K_c q \quad (2-3)$$

Równanie 2-1 definiuje obszar przepływu (Eulera lub Naviera-Stokesa). Wyrażenie 2-2 związane jest z analizą strukturalną, natomiast równanie 2-3 opisuje dynamikę siatki przepływowej.

$\mathbf{A}$  jest wektorem stanu płynu,  $\mathbf{V}$  wynika z dyskretyzacji za pomocą Metody Elementów Skończonych lub Metody Objętości Skończonych.  $\mathbf{F}^c$  jest członem konwekcyjnym,  $\mathbf{F}^D$  członem dyfuzyjnym,  $\mathbf{q}$  uogólnionym wektorem przemieszczeń struktury;  $\mathbf{f}^{int}$  definiuje siły wewnętrzne w strukturze,  $\mathbf{f}^{ext}$  jest wektorem sił zewnętrznych przyłożonych do struktury.  $\mathbf{M}$  jest macierzą mas wynikającą z dyskretyzacji struktury MES.  $\tilde{M}$ ,  $\tilde{C}$ ,  $\tilde{K}$  to fikcyjne macierze mas, tłumienia i sztywności siatki opisujące jej dynamikę.  $\tilde{M} = 0$  i  $\tilde{C} = 0$  opisuje najprostszy model sprężynowy siatki przepływowej.

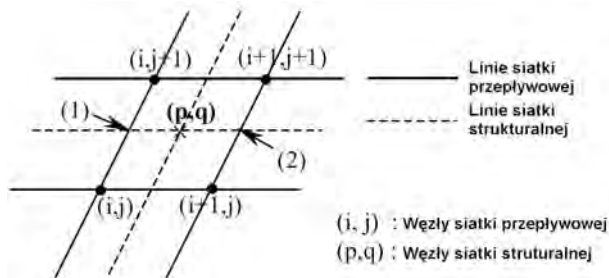
Równania (2-1), (2-2) i (2-3) określają zagadnienia analizy aerodynamicznej, strukturalnej z uwzględnieniem dynamiki siatki przepływowej, determinując wybór metody dla danego systemu sprzężenia strukturalno-przepływowego. Dla przykładu, liniowy model strukturalny może być połączony z trójwymiarowym niestacjonarnym modelem przepływowym RANS (*Reynolds Averaged Navier Stokes*) lub URANS (*Unsteady Reynolds Averaged Navier Stokes*) [8].

### 3. ISTOTA PROBLEMU INTERPOLACJI PRZEPLYWOWO-STRUKTURALNEJ

Rozwijanie technik wymiany danych pomiędzy obszarami przepływowym i strukturalnym stanowi podstawowe zadanie w dziedzinie komputerowej aeroelastyki.

Wysoce skomplikowanym problemem w numerycznym podejściu jest definicja układu współrzędnych. Dodatkowo siatki obu obszarów są różne, jedna z nich jest oparta na elementach skończonej objętości, a druga na elementach skończonych, a w miejscu styku siatek węzły nie znajdują się w tych samych miejscach. Siatka przepływowa jest zazwyczaj dokładniejsza niż ma to miejsce w przypadku siatki strukturalnej.

Zasada wymiany danych w narzędziach wykorzystywanych w pracy polega głównie na wymianie rozkładu ciśnienia (na powierzchni opływającego ciała) wyznaczonego z rozwiązania przepływowego na strukturę poprzez procedurę interpolacji. Jest to realizowane poprzez ułożenie czterech węzłów siatki przepływowej otaczających dany punkt siatki strukturalnej i dokonaniu procedury interpolacyjnej (rys. 4).



Rys. 4. Ogólna istota wymiany danych pomiędzy obszarami płynu i struktury [10]



Rys. 5. Przykład powierzchni wymiany dla profilu skrzydła NACA 0012 [11]

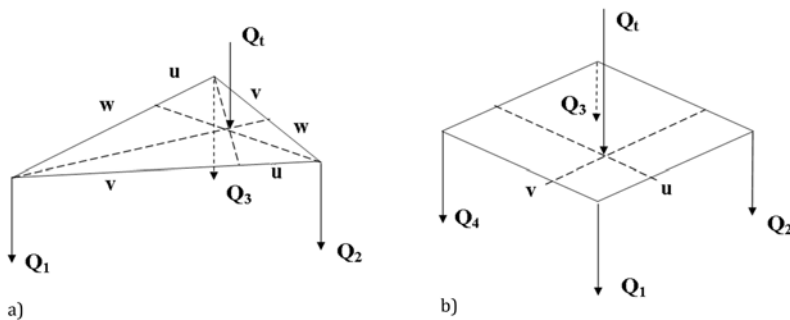
Do realizacji sprzężenia strukturalno-przepływowego w prowadzonych badaniach, wykorzystano opracowane w EADS (**E**uropean **A**eronautic **D**efence and **S**pace Company - Niemcy) narzędzia wymiany danych. Istotę ich działania przedstawiono w dalszej części pracy.

Poniżej przedstawiono podział metod interpolacji ze względu na sposób wymiany danych i obszary zastosowania [12].

### 3.1. Standardowa interpolacja niekonserwatywna

W przypadku interpolacji niekonserwatywnej powierzchniowej siatka docelowa jest odwzorowywana na siatkę źródłową w celu przyspieszenia procesu interpolacji.

Ten rodzaj interpolacji zazwyczaj jest oparty na definicji elementu. Początkowa wartość interpolowana  $Q_i$  jest umiejscowiona w węzłach a wartość docelowa jest określana w punkcie wewnątrz elementu przez podanie współrzędnych lokalnych  $u, v$  oraz  $w$  w przypadku elementu trójkątnego. Interpolacja jest przeprowadzana po przez wykorzystanie funkcji bazowych. Wektory są interpolowane dla każdego składnika oddzielnie. Określenie funkcji interpolującej (3-1, 3-2) zależy od stosowanego typu elementu (rys. 6) [14], [10], [13].



Rys. 6. Standardowa interpolacja niekonserwatywna. Wymiana danych: a) z wykorzystaniem elementu trójkątnego, b) z wykorzystaniem elementu czworokątnego; z punktów źródłowych  $Q_i$  w węzłach do punktu docelowego  $Q_t$  [17].  $Q_i$  - wartości węzłowe,  $Q_t$  - wartość interpolowana,  $u, v, w$  - współrzędne lokalne [14].

Dla elementu trójkątnego (rys. 5.3a) funkcję bazową możemy zapisać [14]:

$$Q_t = Q_1 u + Q_2 v + Q_3 w \quad (3-1)$$

natomiast dla elementu czworokątnego (rys. 5.3b) funkcja bazowa przyjmie postać:

$$Q_t = Q_1(1-u)(1-v) + Q_2 u(1-v) + uvQ_3 + (1-u)vQ_4 \quad (3-2)$$

### 3.2. Standardowa interpolacja konserwatywna

W tym przypadku interpolacji powierzchniowej źródłowa siatka jest odwzorowywana na siatkę docelową w celu przyspieszenia procesu interpolacji.

Standardowa interpolacja konserwatywna jest najczęściej oparta na definicji elementu. Jednakże sytuacja tutaj jest przeciwna niż w przypadku pól, ponieważ tutaj źródłowa wartość jest określona w pojedynczym punkcie a docelowe wartości umiejscowione są w węzłach (rys. 7). Poprzez oszacowane przez funkcje bazowe wartości  $N_i$  które definiują element w punkcie gdzie wartość interpolowana jest dana, uzyskujemy wagi:

$$k_i = N_i(u, v, w)$$

w każdym z węzłów tak aby:

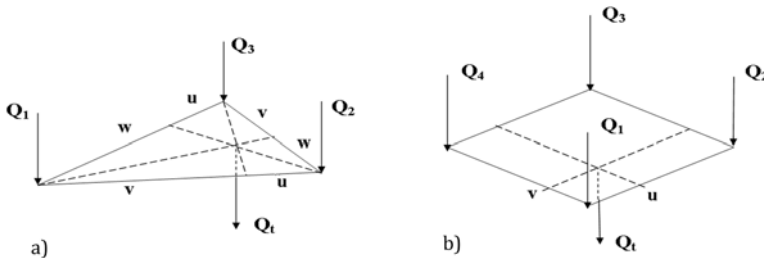
$$\sum_i k_i = 1 \quad (3-3)$$

ponieważ:

$$\sum N_{k_i}(u, v, w) \equiv 1 \quad (3-4)$$

dla każdego  $(u, v, w)$  należącego do elementu [10], [13].

Każdy węzeł „i” otrzymuję wówczas część  $k_i * Q$  danej wielkości  $Q$ . Dlatego też poprzez jej definicję ta interpolacja zachowuje sumę wartości (wektory są interpolowane poprzez interpolację poszczególnych części).



Rys. 7. Standardowa interpolacja konserwatywna. Dane są interpolowane z:  
a) elementu trójkątnego, b) elementu czworokątnego; pojedynczego punktu źródłowego  $Q_i$  do punktów docelowych w węzłach  $Q_i$  [14]

Do realizacji sprzężenia strukturalno-przepływowego w prowadzonych badaniach, wykorzystano narzędzia, w których przekazywanie danych odbywa się poprzez tzw. **powierzchnię wymiany** (rys. 5). Istota stosowania powierzchni wymiany związana jest ze sposobem przekazywania danych. Wymiana informacji z wykorzystaniem narzędzi interpolujących stosowanych w pracy odbywa się każdorazowo na siatkach nieodkształconych. Powierzchnia wymiany jest, więc początkową siatką strukturalną. Natomiast powierzchnia oparta na siatce przepływowej jest tworzona w każdym kroku obliczeniowym. Szczegóły funkcjonowania systemu wymiany danych omówiono dalszej części pracy.

#### 4. ALGORYTM SPRĘŻENIA STRUKTURALNO-PRZEPLYWOWEGO

W celu przeprowadzenia obliczeń aeroelastycznych stworzono program sterujący, który połączył wzajemnie poszczególne narzędzia (rys. 8) numeryczne w jeden integralny system. Opracowany skrypt sterujący pozwala na efektywne prowadzenie obliczeń. Uruchomienie programu pozwala na automatyczne przeprowadzenie analizy statycznej, określenie warunku wymuszającego układ i przejście do analizy odpowiedzi dynamicznej. Na następnej stronie przedstawiono algorytm symulacji dla obliczeń statycznych.

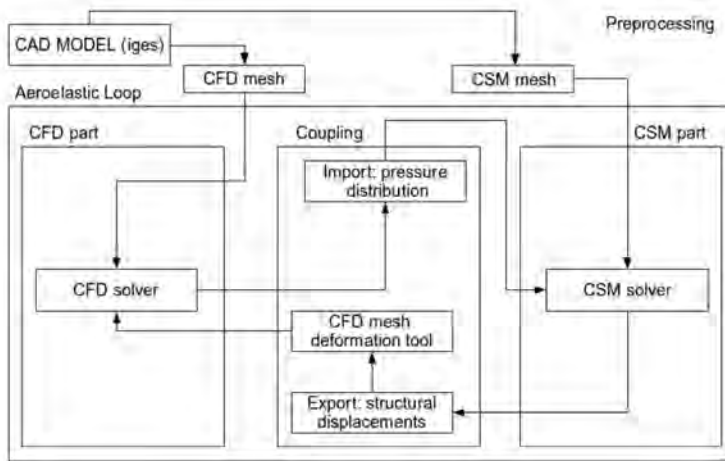
Uruchomienie symulacji rozpoczyna równoległa analiza przepływowa. Proces ten składa się z trzech etapów. Etap pierwszy to przygotowanie (sprawdzenie czy nie występują ujemne objętości) i podział siatki przepływowej na podobszary. Podział uzależniony jest od liczby wykorzystywanych procesorów.

Kolejny etap jest zasadniczą częścią analizy przepływowej. Po określeniu warunków brzegowych i przygotowaniu środowiska, przeprowadzane są obliczenia równoległe.

Po przeprowadzeniu analizy przepływowej, określane są parametry wymiany informacji (jednostki, powierzchnia wymiany, pliki wynikowe). W tym celu wywoływany jest moduł przygo-

towania interpolacji, który tworzy plik sterujący wykorzystywany w późniejszych etapach przez narzędzia interpolujące i moduł deformacji.

Po przygotowaniu procesu wymiany danych, dane w postaci rozkładu ciśnień na powierzchni opływającego ciała przeliczane są na siły, a następnie interpolowane poprzez moduł wymiany danych z siatki przepływowej na siatkę strukturalną. Wymiana następuje poprzez powierzchnie wymiany określoną na podstawie modelu strukturalnego i przepływowego.



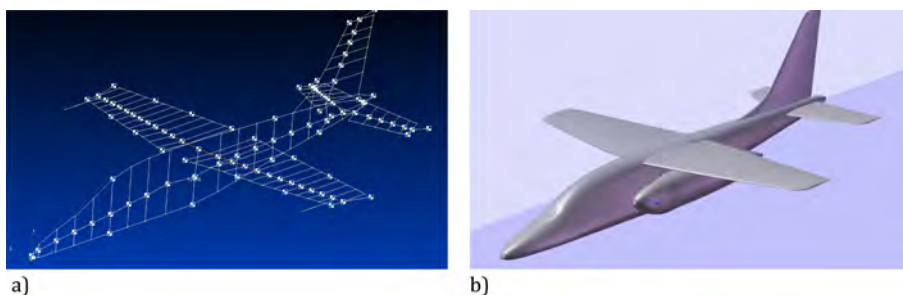
Rys. 8. Algorytm sprzężenia strukturalno - przepływowego

W kolejny kroku analizy sprzężenia strukturalno-przepływowego prowadzone są obliczenia strukturalne na podstawie wyznaczonych postaci i częstotliwości modelu strukturalnego. Po wykonaniu obliczeń strukturalnych informacja w postaci przemieszczeń poszczególnych węzłów modelu strukturalnego jest przekazywana (również po przez płaszczyznę wymiany) do kodu deformacji siatki przepływowej. Na podstawie przemieszczeń struktury, przemieszczane są węzły siatki przepływowej, uzyskując tym samym nową siatkę do kolejnego kroku obliczeniowego. Istota deformacji oparta jest na analogi sprężynowej omówionej szerzej w pozycjach [15],[17],[16]. W obliczeniach analizie wykorzystano następujące narzędzia:

- **Równoległy program przepływowy TAU-Code** – równoległy i wydajny kod przepływowy RANS (z ang. Reynolds Averaged Navier Stockes) opracowany w DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), dostępny na rynku. System składa się z dwóch modułów: zadaniem pierwszego jest przygotowanie zadania do obliczeń (pre-processing): sprawdzenie siatki, podział na podobszary – w przypadku obliczeń równoległych, zadanie warunków brzegowych itp. drugi moduł służy do rozwiązania układu równań (Eulera lub RANS w przypadku uwzględnienia lepkości);
- **Moduł deformacji** – jest to moduł służący do modyfikacji siatki przepływowej na podstawie odkształceń struktury; celem tej modyfikacji jest taka zmiana siatki, aby jej węzły leżały na powierzchni opływającego ciała; uzyskuje się to przez rozwiązanie zagadnienia interpolacji na siatce rozciągniętej na odkształcającym się ciele;
- **Kod strukturalny** (oparty na podejściu modalnym) - kod do obliczeń elastycznych wykorzystujący wyznaczone i wprowadzone jako baza danych postaci i częstotliwości drgań własnych modelu.
- **Moduły interpolacji** - algorytmy interpolujące rozwiązania z siatki przepływowej elementów skończonych (rozkład ciśnień) na siatkę strukturalną (siły) oraz interpolujący wyznaczone przemieszczenia z siatki strukturalnej elementów skończonych na siatkę przepływową.

## 5. PRZYGOTOWANIE ŚRODOWISKA AEROSPRĘŻYSTEGO DLA PRZEPROWADZENIA SYMULACJI DLA MODELU FLATTEROWEGO SAMOŁOTU I22-IRYDA

W celu przeprowadzenia analizy sprzężenia strukturalno-przepływowego dla modelu samolotu do badań flutterowych (opartego na modelu samolotu I-22 Iryda) konieczne było utworzenie modelu dyskretnego (rys. 9a) i aerodynamicznego (rys. 9b) na podstawie danych i geometrii dostarczonych przez Instytut Lotnictwa w Warszawie. Aby wykonać obliczenia konieczne było również wyznaczenie właściwych postaci i częstotliwości drgań własnych dla samolotu. Niezbędne było również stworzenie powierzchni wymiany danych dla narzędzi wymiany informacji pomiędzy programem przepływowym i strukturalnym.



Rys. 9. Modele samolotu I-22 Iryda: a) model dyskretny, b) model aerodynamiczny

Na podstawie modelu dyskretnego wyznaczono symetryczne i antysymetryczne postacie i częstotliwości drgań własnych. Szczegółowy proces budowy modelu dyskretnego opartego na modelu masowym zawarto w odrębnej pracy tego zeszytu.

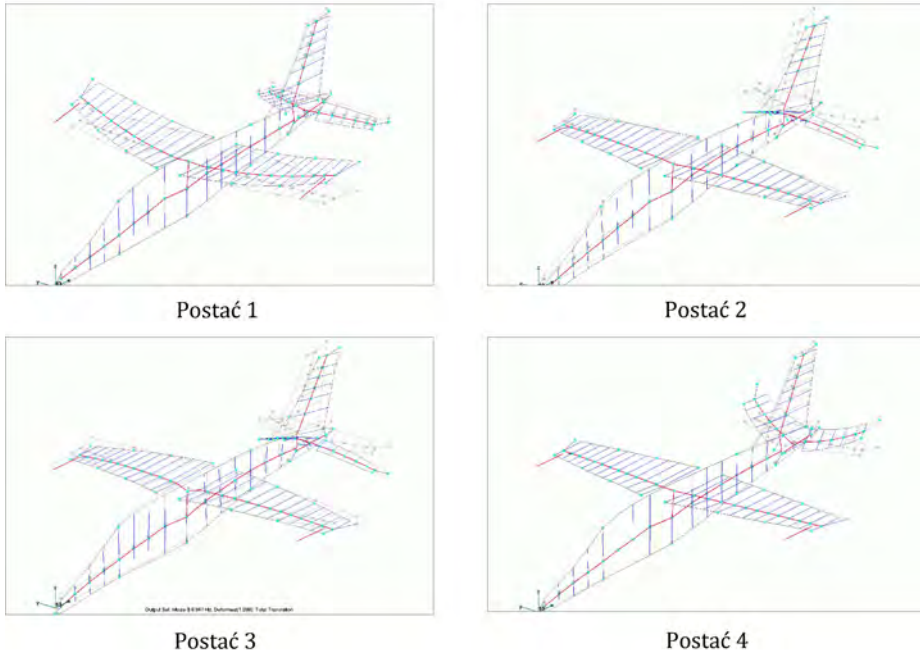
Poniżej przedstawiono symetryczne i antysymetryczne postacie [k] drgań własnych dla modelu samolotu, które są podstawową informacją o charakterystyce modelu strukturalnego pod wpływem sił aerodynamicznych.

Tab. 1. Postacie symetryczne

L.p.	Postać	f [Hz]
1.	I. zginanie skrzydeł	4.55
2.	2-węzłowe zginanie kadłuba	6.18
3.	2-węzłowe zginanie kadłuba i skrzydeł	6.95
4.	I. zginanie statecznika poziomego	11.27
5.	I. skręcanie skrzydeł	13.89
6.	3-węzłowe zginanie kadłuba	15.34
7.	I. poziome zginanie skrzydeł	17.51
8.	II. zginanie skrzydeł	38.5
9.	I. poziome zginanie statecznika poziomego	43.3
10.	III. zginanie skrzydeł	47.2

Na rysunku 10 pokazano przykładowe postacie symetryczne.





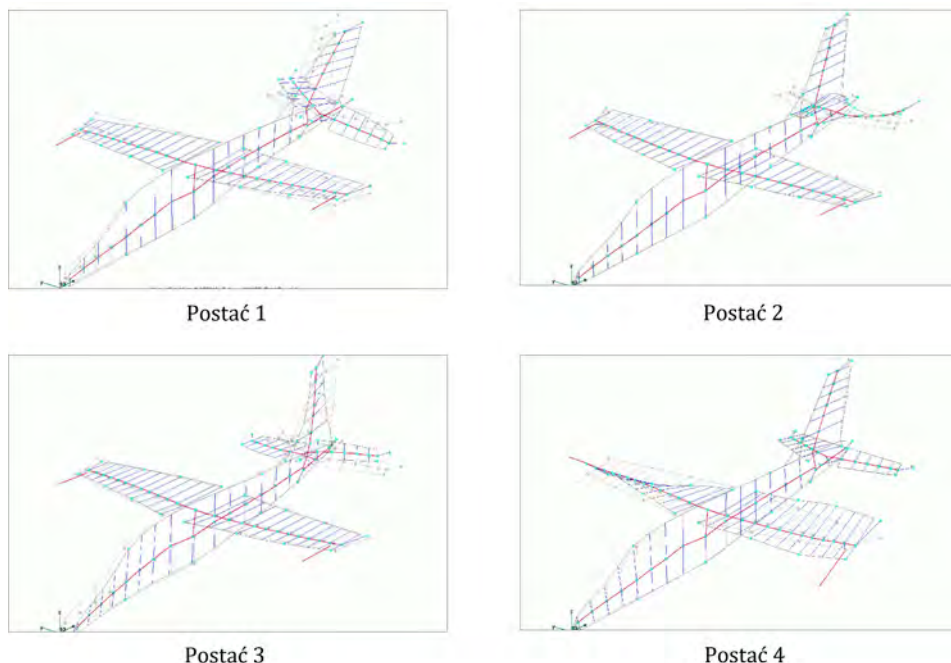
Rys. 10. Przykładowe symetryczne postacie rezonansowe dla demonstratora metody

W tabeli 2 przedstawiono częstotliwości antysymetrycznych drgań rezonansowych dla demonstratora metody (modelu samolotu I-22 Iryda).

Tab. 2. Postacie antysymetryczne

L.p.	Postać	f [Hz]
1.	Nożycowe wahanie usterzenia	4.03
2.	2-węzłowe poziome zginanie i skręcanie kadłuba	4.80
3.	Pionowe nożycowe kołysanie skrzydeł względem kadłuba	6.65
4.	Skręcanie kadłuba	7.68
5.	3-węzłowe zginanie kadłuba	10.3
6.	Zginanie statecznika pionowego	14.09
7.	I. zginanie skrzydeł	14.8
8.	I. skręcanie skrzydeł	17.7
9.	I. skręcanie statecznika poziomego	30.9
10.	Poziome zginanie ze skręcaniem kadłuba	39.8

Na rysunku 11 pokazano przykładowe postacie antysymetryczne.



Rys. 11. Przykładowe antysymetryczne postacie rezonansowe dla demonstratora metody

Wyznaczone postacie i częstotliwości rezonansowe dla modelu flatterowego samolotu I-22 Iryda zostały odpowiednio przetworzone do formatu zgodnego z programem wyznaczającym przemieszczenia modelu na podstawie sił aerodynamicznych.

Kolejnym krokiem w procesie przygotowania procedury obliczeń sprzężenia strukturalno-przepływowego było wygenerowanie trójwymiarowej siatki przepływowej na podstawie modelu aerodynamicznego stworzonego za pomocą technik inżynierii odwrotnej. Proces budowy modelu CAD został opisany szczegółowo w odrębnej pracy. Na rysunku 12 przedstawiono wygenerowaną niestrukturalną siatkę aerodynamiczną do obliczeń przepływowych. Siatka składa się w przybliżeniu z 10 milionów elementów objętościowych typu „tetrahedra”.



Rys. 12. Niestrukturalna siatka przepływowa dla modelu flatterowego samolotu I-22 Iryda

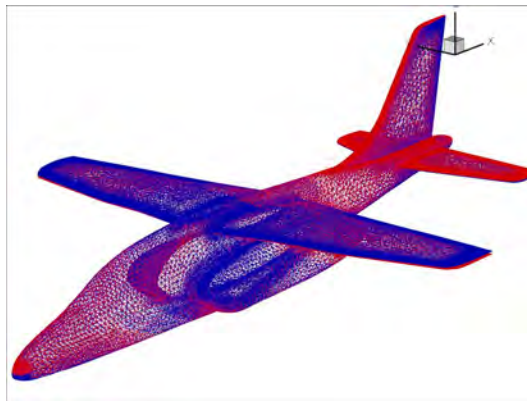
Tak wygenerowaną siatkę poddano testom na poprawność połączeń i budowy poszczególnych elementów w celu uzyskania wyników poprawnych rozwiązań z kodu przepływowego.

## 6. WYNIKI OBLICZEŃ

Po ustawieniu właściwej konfiguracji modelu strukturalnego i przepływowego oraz utworzeniu powierzchni wymiany wykonano symulację sprzężenia strukturalno-przepływowego dla modelu samolotu przy założonych parametrach początkowych:

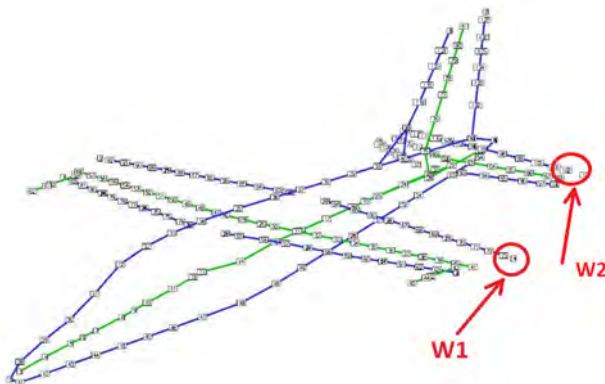
- prędkości napływu  $V_x = 30$  [m/s];
- ciśnienie atmosferyczne  $P = 0.1$  [MPa];
- liczba Reynoldsa  $Re = 620,000$
- kąt natarcia =  $0^\circ$ ;
- krok czasowy  $t = 0.0039$  [s]

Na rysunku 13 przedstawiono deformację siatki aerodynamicznej dla wybranego kroku czasowego względem położenia początkowego.



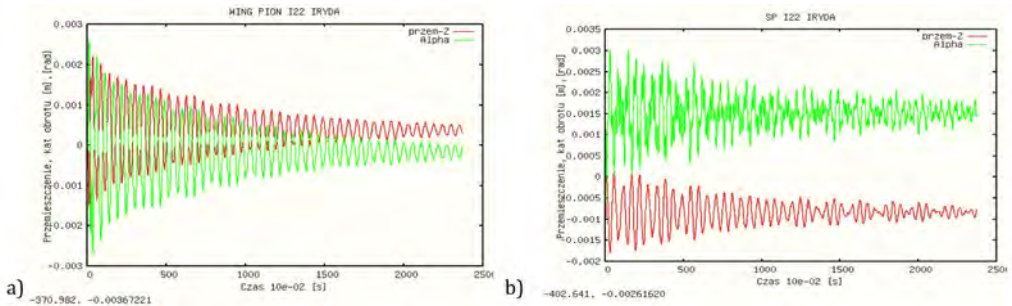
Rys. 13. Zmiana położenia siatki aerodynamicznej w kolejnym kroku czasowym, kolorem niebieskim oznaczono model w położeniu początkowym

W wyniku przeprowadzonej symulacji wyznaczono przemieszczenia węzła określonego na końcu skrzydła i statecznika poziomego samolotu (rys. 14).



Rys. 14. Model strukturalny w obliczeniach aerosprężystych – położenie węzła kontrolnego

Na rysunku 15 przedstawiono przebiegi przemieszczeń i kąta obrotu w punktach kontrolnych W1 i W2.



Rys. 15. Przeszczenie węzłów kontrolnych w funkcji czasu dla modelu samolotu przy prędkości napływu  $V_x = 30$  [m/s]: a) węzeł W1, b) węzeł W2

W wyniku symulacji przy zadanych parametrach początkowych uzyskano oscylację skrzydła i statecznika poziomego samolotu o zanikającej amplitudzie. Przy prędkości 30 [m/s] uzyskano drgania tłumione. Przeprowadzone obliczenia dynamiczne potwierdziły poprawność działania algorytmu. Sposób wymiany informacji pomiędzy belkowym modelem strukturalnym a pełnym modelem aerodynamicznym przebiegał właściwie. Również kod deformacji siatki aerodynamicznej wyznaczał w sposób poprawny dyskretny model przepływowy dla kolejnego kroku czasowego.

## 7. PODSUMOWANIE

Zjawiska wzajemnego oddziaływania pomiędzy płynem i strukturą odgrywają istotną rolę w tak różnych dziedzinach nauki, jak przemysł lotniczy, inżynieria lądowa, budownictwo czy biomechanika i medycyna. Wraz z rozwojem technik komputerowych, modelowane układy dyskretnie coraz lepiej odwzorowują zachowanie obiektów rzeczywistych.

W niniejszej pracy przedstawiono metodę numerycznych obliczeń oddziaływań aerospężystych. Rozwinięty algorytm obliczeniowy jest w pełni trójwymiarowym, równoległym systemem, opartym o narzędzia numeryczne będące standardem we współczesnej technice CFD (kod przepływowy, deformacja siatek przepływowych, interpolacja danych) i CSM (obliczenia struktury samolotu w ujęciu modalnym).

System ten umożliwia obliczenia aerospężyste dla skomplikowanych geometrii i może znaleźć bezpośrednie zastosowanie w analizie rzeczywistych obiektów. Możliwości prowadzenia obliczeń równoległych na siatkach o wielkiej liczbie stopni swobody, dla różnych modeli przepływu (Euler, URANS dla płynów lepkich na siatkach z warstwą przyścienną, metody hybrydowe RANS-LES), a także uwzględnienia nieliniowości materiałowych i geometrycznych, decydują o uniwersalności opracowanego systemu.

Działanie systemu zademonstrowano na przykładzie numerycznej analizy aerospężystości modelu flatterowego samolotu. Uzyskane wyniki (których szczegółowa analiza zostanie zawarta w osobnym artykule) cechują się dobrą zgodnością z wynikami badań eksperymentalnych prowadzonych w tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa w Warszawie, co potwierdziło przydatność algorytmu do dalszych badań w analizie flatterowej modelu samolotu. Uzyskane narzędzie numeryczne w dalszej perspektywie będzie wykorzystane w obliczeniach modelu samolotu wybranych konfiguracji z dodatkowym obciążeniem na skrzydłach i statecznikach.

Należy podkreślić, że wykrycie zjawiska flatteru w którejkolwiek konfiguracji w trakcie analizy numerycznej pozwala właściwie zaplanować badania w tunelu aerodynamicznym i uniknąć uszkodzenia fizycznego modelu.

**Praca badawcza finansowana ze środków projektu: UDA-POIG.01.03.01-00-160/08-00**

## LITERATURA

- [1] Posadzy P., Morzyński M., Deliverable D5.2-24 - Final report on functionality of the implemented generic CSM code (Milestone M8), Poznań, August 2004
- [2] Kamakoti R., Computational Aeroelasticity Using a Pressure-Based Solver, Florida 2004
- [3] Bisplingoff R. L., Ashley H., Halfman R. L., Aeroelasticity, Dover, New York 1955
- [4] Atluri S.N., Shen S. The Meshless local Petrov-Galerkin (MLPG) Method: A Simple & Less-Costly Alternative to the Finite Element & Boundary Element Method, CMES: Computer Modeling In Engineering & Sciences, vol. 3, n. 1, pp. 11-52, 2002
- [5] Guruswamy, G. P., Byun, C., Fluid-Structure Interactions Using Navier-Stokes Flow equations Coupled with Shell Finite Element Structures, AIAA-93-3087, 1993
- [8] Bisplingoff R. L., Ashley H., Halfman R. L., Aeroelasticity, Dover, New York 1955
- [9] Farhat C., High Performance Computational Aeroelasticity, Boulder, USA, 2003
- [10] MpCCI, Book of Abstracts, 3rd User Forum February 27th & 28th, Germany, Frankfurt 2002
- [11] TAURUS Project final meeting: Technical Achievements in the Software Tools Developed at EADS-CASA, Amsterdam 2003
- [12] Patil M.J., Hodges D.H. – On the Importance of Aerodynamic and Structural Geometrical Nonlinearities in Aeroelastic Behavior of High-Aspect Ratio Wings, AIAA-00-1448, 2000
- [13] MpCCI, Innovative Simulation Technology, Background Information, Germany, Frankfurt 2000
- [14] Li Z., Parallel Computations of 3d Unsteady Compressible Euler Equations with Structural Coupling, Indianapolis 2002
- [15] Muller T., Lawerenz M., Shape Adaptive Airfoil for Turbomachinery applications: Simulations and Optimization, Kassel, Germany, 2004
- [16] Morton S.A., Melville R.B., Visbal M.R. – Accuracy and Coupling Issues of Aeroelastic Navier-Stokes Solutions on Deforming Meshes – Journal of Aircraft, vol. 25, no. 5, September-October 1999, pp. 798-805
- [17] Farhat C., Degand B., Koobus B., Lesoinne M. - An Improved Method of Spring Analogy for Dynamic Unstructured Fluid Meshes – AIAA 98-2070, April 1998

ROBERT ROSZAK, MICHAŁ RYCHLIK, WITOLD STANKIEWICZ, KRZYSZTOF KOTECKI,  
HUBERT HAUSA, MAREK MORZYŃSKI, MICHAŁ NOWAK

## **AEROELASTIC COMPUTATIONS FOR AIRCRAFT MODEL FOR FLUTTER ANALYSIS BASED ON GVT MODEL**

### *Abstract*

*In this paper fluid-structure interaction, taking into account the nonlinearity of structural models, is concerned. Aeroelastic simulation of model aircraft based on GVT model configuration presents the capability of used numerical codes to analyze large-scale complex geometries. All computations were carried out in parallel environment for CFD mesh of order of millions tetrahedral elements.*