

## BUDOWA NUMERYCZNEGO MODELU STRUKTURALNEGO DO OBLICZEŃ AEROSPRĘŻYSTYCH DLA MODELU FLATTEROWEGO SAMOŁOTU

KRZYSZTOF KOTECKI, HUBERT HAUSA, BŁAŻEJ GOŁUCHOWSKI, MACIEJ NIEZGÓDKA,  
ROBERT ROSZAK, WITOLD STANKIEWICZ, MICHAŁ RYCHLIK, MAREK MORZYŃSKI,  
MICHAŁ NOWAK

*Politechnika Poznańska*

### Streszczenie

*Artykuł przedstawia proces generacji modelu strukturalnego zbudowanego z prostych elementów belkowych oraz elementów masowych, o możliwie najprostszej budowie. Wirtualny model był tworzony na podstawie rzeczywistego modelu samolotu do badań flutterowych, znajdującego się w Instytucie Lotnictwa w Warszawie. Obiekt ten wykonany został w skali 1:4 i posiadał własności masowe, sprężyste i tłumienie odpowiadające rzeczywistemu samolotowi. Istotne było uzyskanie modelu, który dokładnie odwzorowywał geometrię i własności mechaniczne modelu flutterowego. Numeryczny model obliczeniowy tworzono w programie FEMAP, na podstawie pomocniczego modelu bryłowego utworzonego w programie SolidWorks. Dla opracowanego modelu strukturalnego przeprowadzono następnie analizę modalną i wyznaczono postacie i częstotliwości drgań własnych. Symulacja ta, przeprowadzona przy pomocy solwera MSC/Nastran, miała na celu przygotowanie danych do numerycznych obliczeń aerosprężystych, a także do walidacji otrzymanego modelu z wynikami eksperymentalnymi.*

### WSTĘP

Metody komputerowe coraz częściej wypierają tradycyjne metody badawcze oparte na eksperymentach. Wiąże się to z rosnącymi wymaganiami zleceńodawców dotyczącymi niskiego kosztu wytworzenia konstruowanych elementów oraz skróceniem czasu całego procesu powstawania obiektu. Z tego względu tworzy się modele wirtualne na podstawie gotowych dokumentacji technicznych, bądź odtwarzania geometrii na podstawie istniejących maszyn w oparciu o platformy wspomagania komputerowego (CAD) i/lub technik inżynierii odwrotnej. W projektowaniu, powszechnym stało się również wykorzystywać metody komputerowe wspomagające procesy konstrukcyjne budowanych maszyn – komputerowa mechanika konstrukcji (ang. Computational Structure Mechanics – CSM), która spełnia ważną rolę, orientując się na strukturze projektowanych maszyn. Jest to metoda wiążąca mechanikę klasyczną i wytrzymałość materiałów, przy wykorzystaniu analiz numerycznych [1]. Programy CSM korzystające w większości z metody elementów skończonych (MES) [1] lub dostarczają wyniki obliczeń z analizy statycznej, dynamicznej, termicznej itp.

Przy testowaniu nowych konstrukcji statków powietrznych, zwłaszcza na etapie prototypu, istotną rolę odgrywają badania tunelowe i próby przeprowadzone w locie. Eksperymenty te są wysoce kosztowne, nie tylko ze względu na konieczność przygotowania modeli z zachowaniem skal podobieństwa, a w przypadku modeli aerosprężystych dodatkowo odwzorowującego wiernie zachowanie się całego obiektu. Same badania tunelowe wiążą się ze znacznymi nakładami dla ich przeprowadzenia, aparatura pomiarowa jest złożona i kosztowna, pomiary są trudne a w przypadku modeli flatterowych zawsze istnieje niebezpieczeństwo uszkodzenia zarówno modelu jak i tunelu i aparatury. Uwagi dotyczące badań tunelowych w jeszcze większym stopniu dotyczą prób w locie, ponadto próby flatterowe należą do najniebezpieczniejszych. Z drugiej strony stosuje się metody numerycznego wspomaganie, pozwalające przeprowadzić badania w środowisku wirtualnym znacznie taniej i bez ryzyka zniszczenia badanego modelu. Do takich metod należą m.in. obliczenia aerosprężyste obiektu poddanego oddziaływaniu płynu opływającego daną strukturę. Dzięki nim można przewidzieć występowanie niepożądanych zjawisk aerodynamicznych takich jak np. flatter. Dlatego w procesie projektowania konstrukcji lotniczych istotne jest odniesienie symulacji numerycznych do badań doświadczalnych. Zyskujemy wówczas możliwość przeprowadzenia mniejszej ilości testów w tunelu aerodynamicznym, w wyniku uprzedniego zidentyfikowania obszarów występowania niebezpiecznych zjawisk.

Projekt badawczy pt.: „Opracowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerosprężystych samolotu w czasie prób flatterowych w locie” przy współpracy Politechniki Poznańskiej oraz Instytutu Lotnictwa w Warszawie, ma za zadanie realizować potrzeby polskiego przemysłu lotniczego w zakresie certyfikacji nowych samolotów. Jest to projekt innowacyjny na skalę światową, którego wynikiem jest dostarczenie przemysłowi narzędzia pozwalającego na etapie projektowania samolotu uwzględnić zachowanie się konstrukcji w locie. Projekt modelu samolotu do badań flatterowych będący demonstratorem metody opiera się na konstrukcji dwumiejscowego, odrzutowego górnopłata szkolno-bojowego. Pomimo 30-stoletniego trwania badań i rozwijania rozwiązań konstrukcyjnych, nie został on ostatecznie wdrożony do produkcji, aczkolwiek powstałe modele oraz doświadczenie uzyskane podczas realizacji projektu pozwoliły na kontynuowanie badań. W ramach wspomnianego projektu obliczenia numeryczne przeprowadzane w Sieciowym Laboratorium Flatterowym (na Politechnice Poznańskiej) porównywane będą z badaniami tunelowymi wykonanymi w Instytucie Lotnictwa.



Rys. 1. Rzeczywisty obiekt będący podstawą do budowy demonstratora metody [3]

System aerosprężysty wykorzystywany w Sieciowym Laboratorium Flatterowym opiera się na sprzężeniu komputerowej mechaniki płynów z analizą strukturalną. Obliczenia CFD (ang. Computational Fluid Dynamics) realizuje TAU-code, opracowany przez DLR (Niemieckie Cen-

trum Aeronautyczne). Jest to niezwykle zaawansowany system umożliwiający obliczenia metodami RANS (Reynolds-Averaged Navier Stokes), stosujący nowoczesne modele turbulencji, posiadający wysoki stopień skalowalności obliczeń równoległych, sprawdzony i zweryfikowany w trakcie konstrukcji wielu europejskich samolotów cywilnych i wojskowych. Część strukturalna systemu aerosprężystego Laboratorium oparta jest na analizie modalnej. Bardziej szczegółowy opis systemu zamieszczony został w [10].

W obliczeniach numerycznych struktury istotne jest zachowanie wybranych własności mechanicznych przy jak najmniejszej złożoności modelu. Oba aspekty, dokładność odwzorowania modelu oraz stopień złożoności modelu, są ściśle związane z procesem redukcji. Polega on na zmniejszeniu liczby stopni swobody poprzez pominięcie elementów mało istotnych, uproszczenie skomplikowanych elementów lub połączeniu kilku elementów i zastąpieniem ich jednym o takich samych własnościach mechanicznych. Należy pamiętać, że dokładność odwzorowania modelu rzeczywistego na model wirtualny wpływa na poprawność wyników obliczeń, natomiast złożoność obiektu decyduje o czasie trwania jego analizy numerycznej.

## 1. RZECZYWISTY MODEL SAMOLOTU DO BADAŃ FLATTEROWYCH

W procesie projektowania samolotu (posłużył do budowy demonstratora metody), w Instytucie Lotnictwa w Warszawie powstały modele rzeczywiste. Jednym z nich jest model zbudowany do prób w tunelu aerodynamicznym, w celu badania zjawiska flatteru. Ze względu na ograniczenia gabarytowe tunelu, geometryczna skala modelu wynosiła 1:4. Pozostałe skale wynosiły odpowiednio:

Kv – skala prędkości	1:10
Kf – skala częstości	1:2,5
Km – skala masowa	1:64
Kρ – skala gęstości	1:1

Do analizy zjawisk związanych z drganiami konstrukcji (np. flatter), kryterium określające podobieństwo dynamiczne modelu do obiektu rzeczywistego jest liczba Strouhala. Zapewnienie zgodności liczby Strouhala umożliwia odwzorowanie takich samych zjawisk fizycznych na modelu, jakie zachodzą na obiekcie rzeczywistym. Na podstawie przyjętych skal oraz wzoru nr 1 wynika, że są one równe.

$$Sr_o = \frac{l_o \cdot f_o}{v_o} = \frac{4l_m \cdot 2,5f_o}{10v_o} = Sr_m \quad (1)$$

gdzie:

$Sr$  – liczba Strouhala,

$l$  – wymiar charakterystyczny,

$f$  – częstość charakterystyczna,

$v$  – prędkość charakterystyczna,

indeksy  $o, m$  oznaczają wielkości dotyczących obiektu rzeczywistego ( $o$ ) i modelu flatterowego ( $m$ ).

W modelu samolotu do badań flatterowych odwzorowano własności masowe, sprężyste i tłumienie w odpowiedniej skali, natomiast struktura wewnętrzna została uproszczona. Zostało to podyktowane celem stworzenia dynamicznie podobnego modelu samolotu, który jest łatwiejszy i tańszy w budowie. Zastosowane uproszczenie struktury wewnętrznej modelu odtwarzają ją następująco:

Kadłub składał się z głównego aluminiowego dźwigara o krzyżowym przekroju, który był podzielony na sekcje różniące się właściwościami mechanicznymi. Dodatkowo umieszczono

ołowane obciążenia, w miejscach, które odpowiadały takim elementom samolotu jak podwozie, silniki, zbiorniki paliwa, wyposażenie kokpitu itp.

Podobnie zbudowane zostały skrzydła oraz stateczniki: poziomy i pionowy. Zastosowano tam przekroje dwuteownikowe oraz ceownikowe.

Cały model posiadał poszycie wykonane z laminatu, które odwzorowywało geometrię zewnętrzną. Istniejący obiekt (rys. 2) posłużył do wykonania wirtualnych modeli.

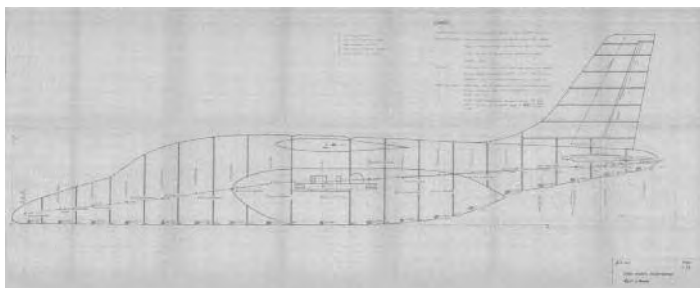


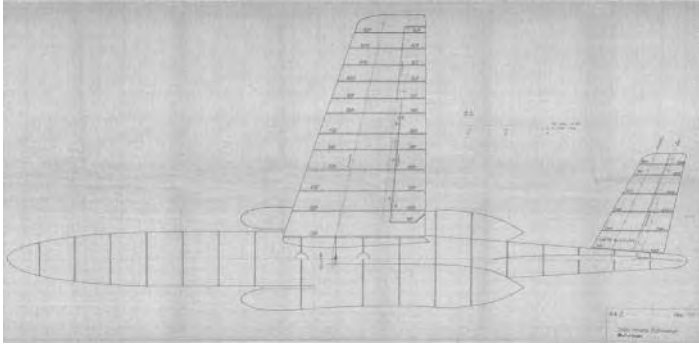
Rys. 2. Rzeczywisty model dynamicznie podobny samolotu w skali 1:4 [opracowanie własne]

## 2. BUDOWA MODELU WIRTUALNEGO W PROGRAMIE SOLIDWORKS

W związku z faktem, iż pierwotny projekt samolotu zakończył się przed spopularyzowaniem metod numerycznych w procesie konstrukcji, konieczne było zbudowanie modeli wirtualnych. Wykorzystano w tym celu oprogramowanie SolidWorks, będące środowiskiem wspomagającym projektowanie (CAD – Computer Aided Design). Pozwala ono między innymi w łatwy sposób stworzyć trójwymiarowe modele oraz dostarczyć informacje o najważniejszych własnościach geometrycznych oraz masowych. Jego zaletą jest także możliwość parametryzacji modeli.

W związku z brakiem dostatecznych informacji (istotnych wymiarów oraz informacji o własnościach materiałowych), niewystarczających do stworzenia wirtualnego modelu obliczeniowego, stworzono bryłowy model pomocniczy – tzw. przejściowy. Celem tego zabiegu, w którym wykorzystano program SolidWorks, było jak najdokładniejsze odwzorowanie modelu rzeczywistego. Pozwoliło to na uzyskanie współrzędnych środków ciężkości oraz wielkości momentów bezwładności wszystkich elementów wchodzących w skład modelu obliczeniowego. Model bryłowy został utworzony na podstawie: częściowej dokumentacji technicznej oraz pomiarów przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa w Warszawie na rzeczywistym modelu samolotu do badań flatterowych (rys. 3-4).





Rys. 3. Dokumentacja techniczna samolotu PZL Iryda I-22 [4]



Rys. 4. Pomiary uzupełniające w Instytucie Lotnictwa [opracowanie własne]

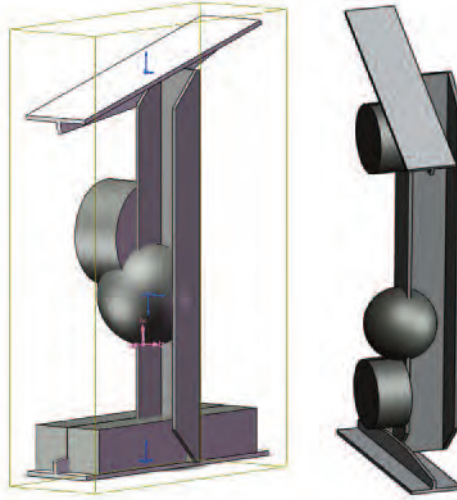
Rzeczywisty model samolotu składał się z:

- kadłuba podzielonego na 18 sekcji,
- skrzydeł podzielonych na 13 sekcji,
- stateczników: poziomego i pionowego, podzielonych na 6 sekcji.

Każdy segment kadłuba zawiera fragmentu dźwigara, dwa ceowniki, dwa teowniki oraz poszycia uwzględnionego jako masę skupioną, opisaną kulą, położoną w środku ciężkości danej sekcji. Wynika to z faktu, iż poszycie posiada bardzo skomplikowany kształt zewnętrzny (opisany powierzchniami swobodnymi) zmieniający swoją grubość. W przedniej części kadłuba uwzględniono dodatkowe masy w górnej i dolnej części sekcji, odzwierciedlające takie elementy samolotu jak: podwozie, silniki itp. Każdy segment skrzydła oraz stateczników składał się z fragmentu dźwigara oraz mas poszycia.

W wyniku podobieństwa elementów samolotu, budujących każdy z segmentów, zastosowano parametryzację modelu opartą o arkusz kalkulacyjny. W pierwszej kolejności stworzono wzorcowy model bryłowy każdej części wchodzącej w skład jednej z sekcji elementów modelu dynamicznie podobnego (dźwigar, ceownik, dwuteownik, ołowiane obciążenie), z uwzględnieniem zmian przekroju elementów na długości niektórych sekcji. Następnie pozostałe segmenty były tworzone automatycznie na podstawie wprowadzonych wymiarów w arkuszu kalkulacyjnym adekwatnie dla kolejnej sekcji (rys. 5),





Rys. 5. Przykłady segmentów uzyskanych w procesie parametryzacji [opracowanie własne]

Elementy niepodlegające parametryzacji to: segment centralny oraz łączenia stateczników z kadłubem. Po złożeniu wszystkich wygenerowanych części powstał poniższy model (rys. 6). W jego skład wchodzi 249 części, w tym 58 elementów masowych odwzorowujących masy pozycyć.



Rys. 6. „Model przejściowy” – bryłowy samolotu PZL I-22 Iryda

Kryterium poprawności stworzonego modelu w oprogramowaniu SolidWorks była zgodność mas. Masa rzeczywistego modelu uzyskana z pomiarów wynosiła 75,6 kg, natomiast po nadaniu odpowiednich własności materiałowych, masa modelu bryłowego wyniosła 78 kg. Błąd odwzorowania modelu wyniósł 3,17%. Rozbieżność mas wynikała najprawdopodobniej z powodu pominięcia małych elementów łączących poszczególne części modelu, bądź uproszczenia tych części, które posiadały skomplikowane kształty lub wystąpił brak wymaganych informacji dotyczących wymiarów.

Na podstawie powstałego modelu, sporządzono nowy arkusz kalkulacyjny, w którym zebrano wszystkie niezbędne dane do budowy ostatecznej wersji modelu obliczeniowego. Zawarto w nim informacje o poszczególnych masach elementów, położeniach ich środków ciężkości, momentach bezwładności oraz wymiarach.

### 3. DRGANIA WŁASNE KONSTRUKCJI MECHANICZNYCH

W systemie aerosprężystym, wykorzystywanym w Sieciowym Laboratorium Badań Flatterowych, odpowiedź struktury obiektu na wymuszenie opływającym płynem obliczana jest na podstawie podejścia modalnego. Wymuszenie wprowadzane jest na podstawie rozkładu ciśnień, który jest interpolowany z wyników analizy przepływowej na węzły modelu strukturalnego. Własności dynamiczne struktury zapisane są w postaci modów i wartości własnych.

Naziemne próby rezonansowe prowadzone w Instytucie Lotnictwa pozwoliły wyznaczyć te dane z użyciem metod identyfikacji dynamicznej [9], jednak zachowana dokumentacja w postaci papierowej pozwala odtworzyć jedynie wartości częstości własnych i ogólny kształt odpowiadających im modów.

W celu uzyskania brakującej informacji przeprowadzana jest analiza modalna, w której wyznaczane są częstotliwości drgań własnych oraz odpowiadające im wektory własne dla modelu numerycznego. Wyznaczone wielkości wraz z wymuszeniami wykorzystywane są do obliczenia przemieszczeń modelu w trakcie symulacji aerosprężystych.

Drgania własne są zjawiskiem drgań układu, w momencie, kiedy po wstępnym wzbudzeniu, na obiekt nie działają już żadne siły wymuszające ani tłumienie. W technice każdy budowany obiekt, o konkretnej masie i sztywności, posiada częstości własne oraz przypisane im postaci drgań. Równanie ruchu opisujące drgania swobodne (nie działają żadne siły zewnętrzne) przedstawia się następująco [1, 5]:

$$Mq \cdot Kq = 0, \quad (2)$$

gdzie:

M – macierz bezwładności, K – macierz sztywności, q – wektor przemieszczeń.

Obie macierze są macierzami kwadratowymi i symetrycznymi. Macierz M zawiera informacje o własnościach masowych wszystkich elementów modelu. W rozdziale 5 został opisany rozkład mas dla demonstratora metody. Punkty masowe mają masę zdefiniowaną bezpośrednio, natomiast w elementach belkowych określane są wymiary geometryczne oraz gęstość materiału. Macierz K jest macierzą sztywności. Zawiera ona współczynniki opisujące stosunki sztywności poszczególnych elementów, które przedstawione są za pomocą relacji pomiędzy modułem Younga, liczbą Poissona a wielkościami geometrycznymi.

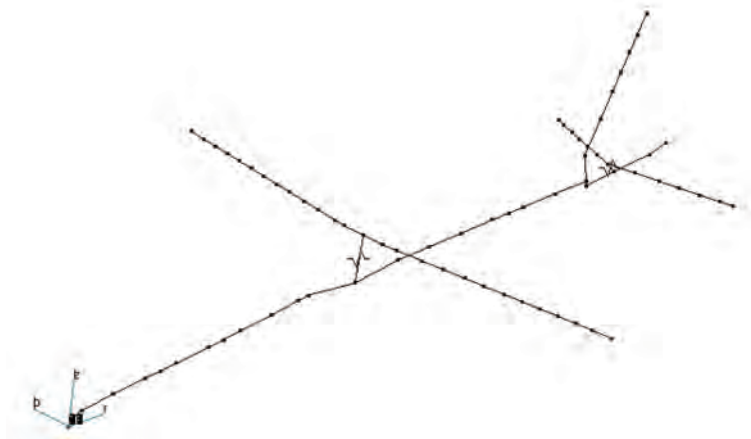
Założenie wykładniczej postaci rozwiązania równania (2) prowadzi do uogólnionego problemu własnego, który rozwiązać można z użyciem takich metod, jak TQLI (Tridiagonal QL Implicit) [6], iteracja podprzestrzenna, iteracyjny algorytm Lanczosa [7] czy też iteracja Arnoldiego [8].

#### 4. BUDOWA MODELU STRUKTURALNEGO W PROGRAMIE FEMAP

W celu przeprowadzenia poprawnych obliczeń numerycznych modeli strukturalnych wymagana jest duża liczba stopni swobody dobrze odwzorowująca modelowaną geometrię. W przypadku obliczeń numerycznych, dotyczących analizy modalnej, istotne są pierwsze wyliczone wektory własne, odpowiadające wartościom własnym o najmniejszym module (najmniejsze częstotliwości drgań). Z tego względu tworzy się niskowymiarowe modele zredukowane, które w tym zakresie gwarantują porównywalne wyniki do obliczeń tradycyjnych, przy znacznie ograniczonych wymaganiach obliczeniowych.

W związku z powyższym, przystąpiono do budowy modelu zredukowanego (w programie FEMAP) na podstawie modelu bryłowego (w programie SolidWorks), w którym zawarte były wszystkie elementy i dokładnie odwzorowującego rzeczywisty model flatterowy. Własności wszystkich elementów modelu bryłowego zostały zebrane w arkuszu kalkulacyjnym.

Proces generacji modelu rozpoczęto od stworzenia osi głównych z zaznaczonymi punktami określającymi położenie wszystkich sekcji samolotu oraz środkami ciężkości poszyc. Ponadto określały one miejsca zmian przekrojów.



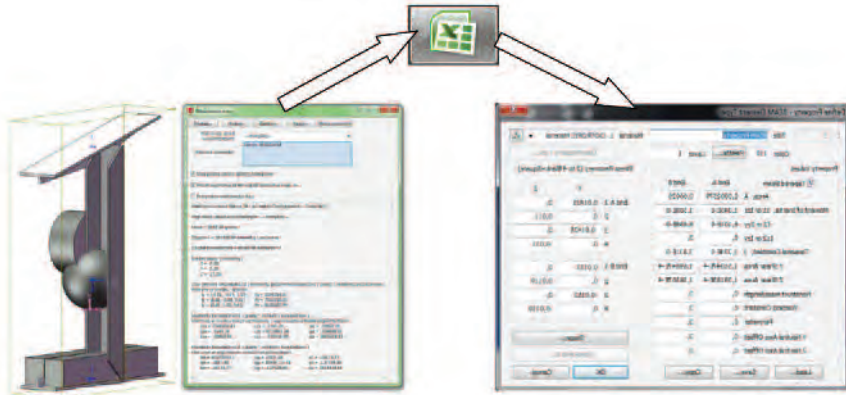
Rys. 7. Osie główne zredukowanego modelu strukturalnego

Następnie utworzono: dźwigary kadłuba, skrzydeł i sterów, z elementów belkowych. Wszystkie informacje dotyczące geometrii przekrojów a także własności materiałowych zostały pobrane, z wcześniej przygotowanego arkusza kalkulacyjnego.

Wszystkie pozostałe elementy (ceowniki, teowniki, ołowiane obciążenia itp.) na podstawie twierdzenia Steinera zostały zredukowane do punktów masowych (o odpowiednich momentach bezwładności), które znajdowały się w środkach geometrycznych każdej sekcji. Powyższy etap wykonano w arkuszu kalkulacyjnym, a następnie wyniki wprowadzano do programu FEMAP. Idea wymiany informacji pomiędzy programami SolidWorks i FEMAP poprzez arkusz kalkulacyjny, gdzie dokonano niezbędnych obliczeń przedstawiono na poniższym schemacie:

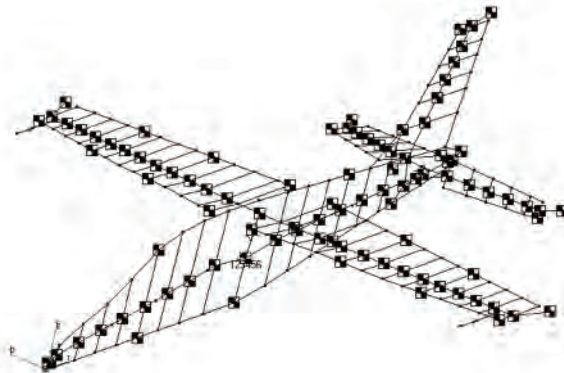
Ponadto zamodelowano rozmieszczone na modelu rzeczywistym akcelerometry, które posłużyły do wyznaczenia postaci i częstości drgań własnych podczas naziemnych prób rezonansowych – były podstawą do weryfikacji modelu obliczeniowego. Dlatego też należało również uwzględnić masy czujników przyspieszeń, podczas konstruowania modelu obliczeniowego. W tym celu wprowadzono dodatkowe węzły wraz z punktami masowymi w miejscach, gdzie zostały umieszczone czujniki w modelu rzeczywistym.





Rys. 8. Schemat wymiany informacji pomiędzy programami SolidWorks (z lewej) a FEMAP (z prawej) w oparciu o arkusz kalkulacyjny MS Excel (środek)

Dodatkowo na końcach poszyc dodano węzły połączone z dźwigarami za pomocą elementów RBE (ang. Rigid Body Element). Węzły te wprowadzono celem zwiększenia dokładności interpolacji danych pomiędzy modelem strukturalnym, a siatką do obliczeń przepływowych, w wykorzystywanym systemie do badań aerosprężystości. Powstały model (rys. 9) liczył 69 elementów belkowych, 96 elementów masowych oraz 278 węzłów.



Rys. 9. Model wstępny do obliczeń strukturalnych

## 5. WERYFIKACJA POPRAWNOŚCI ODWZOROWANIA MODELU OBLICZENIOWEGO

Kryterium poprawności modelu obliczeniowego, który zostanie wykorzystany do symulacji aerosprężystych, była zgodność wyników analizy modalnej, tzn. częstotliwości drgań oraz postaci odpowiednich modów własnych modelu rzeczywistego z wirtualnym. W tabeli poniżej przedstawiono wyniki prób rezonansowych przeprowadzonych w Laboratorium Instytutu Lotnictwa wraz z rezultatami obliczeń numerycznych oraz rozbieżności między nimi.

Tab 1. Porównanie wyników naziemnych prób rezonansowych ze wstępną analizą numeryczną. Postacie symetryczne (białe) i antysymetryczne (szare).

Lp.	Postać drgań	Eksperyment	Obliczenia numeryczne	Błąd
		f [Hz]	f [Hz]	f [Hz]
1	Nożycowe wahanie usterzenia	4,11	4,23	0,12
2	I. zginanie skrzydeł	4,61	4,53	-0,08
3	2-węzłowe poziome zginanie i skręcanie kadłuba	4,9	4,71	-0,19
4	2-węzłowe zginanie kadłuba	6,23	6,46	0,23
5	Pionowe nożycowe kołysanie skrzydeł względem kadłuba	6,7	-	-
6	2-węzłowe zginanie kadłuba i skrzydeł	7,02	9,90	2,88
7	Skręcanie kadłuba	7,81	6,89	-0,92
8	3-węzłowe zginanie kadłuba	10,47	9,18	-1,29
9	I. zginanie statecznika poziomego	11,56	-	-
10	Zginanie statecznika pionowego	14,54	-	-
11	I. skręcanie skrzydeł	14,47	-	-
12	I. zginanie skrzydeł	15,1	19,66	4,56
13	3-węzłowe zginanie kadłuba	15,58	14,63	-0,95
14	I. poziome zginanie skrzydeł	17,88	16,00	-1,88
15	I. skręcanie skrzydeł	17,98	17,06	-0,92
16	I. skręcanie statecznika poziomego	30,8	27,12	-3,68
17	II. Zginanie skrzydeł	40,1	38,65	-1,45
18	Poziome zginanie ze skręcaniem kadłuba	39,9	31,67	-8,23
19	I. poziome zginanie statecznika poziomego	44,6	38,55	-6,05
20	III. Zginanie skrzydeł	48,3	-	-

Rozbieżności pomiędzy otrzymanymi wynikami numerycznymi i wynikami z naziemnych prób rezonansowych okazały się zbyt wysokie, aby model mógł zostać wykorzystany do dalszych symulacji.

## 6. DOSTRAJANIE MODELU

Wstępne obliczenia modelu wykazały zgodność większości postaci drgań własnych, natomiast różnice wystąpiły w wartościach częstotliwości uzyskanych z analizy modalnej. Było to związane z redukcją całego modelu - posiadał tylko 276 węzłów, co spowodowało pominięcie niektórych elementów. Również błędy pomiarowe rzeczywistego modelu, dla potrzeb generacji modelu bryłowego, miały wpływ na uzyskane wyniki.

Dokładność uzyskanych wyników zredukowanego modelu była niewystarczająca do przeprowadzenia numerycznej symulacji aerosprężystej, ponieważ w kolejnych etapach błędy te będą się sumować, co uniemożliwi przewidzenie zjawiska flatteru z wymaganą zbieżnością. W celu uniknięcia rozbieżności pomiędzy obiektami, dokonano dostrojenia modelu numerycznego. Proces przeprowadzono w dwóch etapach: zmianę utwierdzenia modelu oraz zmianę własności mechanicznych materiałów.

Podstawą wprowadzenia modyfikacji modelu zredukowanego był sposób mocowania rze-

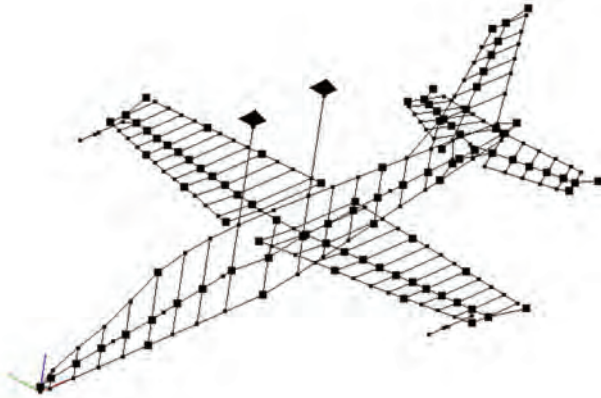
czywistego obiektu podczas naziemnych prób rezonansowych. W modelu numerycznym utwierdzony został węzeł znajdujące się w centralnym elemencie kadłuba, gdzie przypadają jego środek ciężkości. Rozwiązanie takie przyjęto zgodnie ze stosowanymi zasadami w symulacjach obiektów latających. W naziemnych próbach rezonansowych badany model podwieszony był na dwóch sprężynach przymocowanych do centralnego elementu kadłuba. Sposób ten nie odbierał wszystkich stopni swobody modelu rzeczywistego, adekwatnie do numerycznego. Po otrzymaniu wstępnych wyników analizy modalnej, wprowadzono utwierdzenie, jako dwie sprężyny naciągowe (rys. 10).

Kolejna modyfikacja wynikała z braku informacji w dokumentacji o rodzaju zastosowanego stopu aluminium oraz jego właściwościach mechanicznych. Powszechnie stosowane stopy różnią się od siebie modułem Younga oraz liczbą Poissona. Dostrajanie modelu polegało na zmianie tych parametrów, kompensując również różnice wynikające z uproszczeń występujących na etapie tworzenia modelu bryłowego. Zostały w nim pominięte małe elementy łączące (śruby, nity) oraz uproszczono skomplikowane elementy w miejscu połączenia kadłuba ze skrzydłami oraz kadłuba ze statecznikami.

Po dostrojeniu modelu i przeprowadzeniu analizy modalnej otrzymano nowe wyniki (tab. 2).

Tab 2. Porównanie wyników naziemnych prób rezonansowych po modyfikacjach modelu numerycznego. Postacie symetryczne (białe) i antysymetryczne (szare).

Lp.	Postać drgań	Eksperyment	Obliczenia numeryczne	Błąd
		f [Hz]	f [Hz]	f [Hz]
1	Nożycowe wahanie usterzenia	4,11	3,85	-0,26
2	I. zginanie skrzydeł	4,61	4,65	0,04
3	Z-węzłowe poziome zginanie i skręcanie kadłuba	4,9	4,06	-0,84
4	2-węzłowe zginanie kadłuba	6,23	5,91	-0,32
5	Pionowe nożycowe kołysanie skrzydeł względem kadłuba	6,7	6,16	-0,54
6	2-węzłowe zginanie kadłuba i skrzydeł	7,02	9,68	2,66
7	Skręcanie kadłuba	7,81	6,67	-1,14
8	3-węzłowe zginanie kadłuba	10,47	10,15	-0,32
9	I. zginanie statecznika poziomego	11,56	-	-
10	Zginanie statecznika pionowego	14,54	14,72	0,18
11	I. skręcanie skrzydeł	14,47	13,94	-0,53
12	I. zginanie skrzydeł	15,1	16,28	1,18
13	3-węzłowe zginanie kadłuba	15,58	15,27	-0,31
14	I. poziome zginanie skrzydeł	17,88	17,08	-0,80
15	I. skręcanie skrzydeł	17,98	15,12	-2,86
16	I. skręcanie statecznika poziomego	30,8	29,57	-1,23
17	II. Zginanie skrzydeł	40,1	37,33	-2,77
18	Poziome zginanie ze skręcaniem kadłuba	39,9	36,74	-3,16
19	I. poziome zginanie statecznika poziomego	44,6	38,55	-6,05
20	III. Zginanie skrzydeł	48,3	-	-



Rys. 10. Numeryczny model zredukowany ze zmienionym utwierdzeniem

Po przeprowadzeniu kolejnych obliczeń analizy modalnej powstałego modelu i porównaniu wyników z modelem rzeczywistym można stwierdzić, że błędy wynoszą:

- poniżej 1Hz dla pierwszych pięciu postaci drgań oraz 8, 10, 11, 13, 14
- poniżej 2Hz dla postaci nr 7, 12, 16
- powyżej 2Hz dla pozostałych.

Ponadto nie zidentyfikowano numerycznie 9. i 20. postaci drgań, natomiast 19. postać drgań znacznie odbiega od rezultatu eksperymentalnego.

## PODSUMOWANIE

W pracy przedstawiono sposób tworzenia numerycznego modelu struktury samolotu na podstawie dostępnej dokumentacji oraz pomiarów modelu flutterowego.

Uzyskany wirtualny model obliczeniowy przeznaczony jest do analiz w systemie aerospężnym wykorzystywanym przez Sieciowe Laboratorium Flutterowe na Politechnice Poznańskiej. Model ten posiada stosunkowo małą liczbę węzłów, co znacząco skraca czas obliczeń. Najważniejszym kryterium poprawności odwzorowania modelu obliczeniowego jest zgodność wyników analizy modalnej z wynikami pochodzącymi z naziemnych prób rezonansowych rzeczywistego modelu flutterowego. Występujące pomiędzy modelami rozbieżności zredukowano w procesie dostrajania modelu, polegającym na niezależnej zmianie własności materiałowych dla każdego elementu. Ponieważ zmiana parametrów powodująca poprawę kilku wartości własnych jednocześnie mogła pogarszać pozostałe, proces ręcznego dostrojenia modelu okazał się dość skomplikowany.

Dodatkowym wynikiem pracy jest wirtualny model bryłowy samolotu do badań flutterowych, będący wiernym odzwierciedleniem rzeczywistego modelu dynamicznie podobnego. Zastosowanie parametryzacji znacząco skróciło czas potrzebny do stworzenia całego obiektu bryłowego oraz wprowadzania ewentualnych zmian. Celem przedstawionego procesu budowy było uzyskanie, w procesie analiz numerycznych, własności mechanicznych niezbędnych do budowy właściwego modelu obliczeniowego wchodzącego w skład modelu demonstratora metody.

**Prace badawcze finansowane były z projektu UDA-POIG.01.03.01-00-160/08-00**

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Zienkiewicz O.C., Taylor R.L., The Finite Element Method. Fifth edition. Barcelona: Butterworth-Heinemann, 2000. Vol. 1: The Basis. ISBN 0-7506-5049-4.
- [2] Rübenkönig O., The Finite Difference Method (FDM) - An introduction, Albert Ludwigs University of Freiburg, 2006.
- [3] Kwasek, T., PZL Iryda I-22 cz. I i II, [Online], <http://www.militarium.net/>, 2010. Dokumentacja techniczna, Instytut Lotnictwa w Warszawie.
- [4] Praca zbiorowa pod kierownictwem J. Kruszewskiego, Metody elementów skończonych w dynamice konstrukcji, Wydawnictwo Arkady, Warszawa, 1984.
- [5] Press W., Teukolsky S., Vetterling W., Flannery B., Numerical Recipes. The Art of Scientific Computing, 3rd Edition, 2007, ISBN 0-521-88068-8.
- [6] Cullum J., Willoughby R., Lanczos Algorithms for Large Symmetric Eigenvalue Computations, Vol. 1, ISBN 0-8176-3058-9(v.1).
- [7] Arnoldi W. E., The principle of minimized iterations in the solution of the matrix eigenvalue problem, Quarterly of Applied Mathematics, volume 9, pages 17–29, 1951
- [8] Giergiel, Józef i Uhl, Tadeusz. Identyfikacja układów mechanicznych. Warszawa: Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1990.
- [9] Posadzy, Morzyński. Deliverable D5.2-24 - Final report on functionality of the implemented generic CSM code (Milestone M8), Poznań, August 2004.

KRZYSZTOF KOTECKI, HUBERT HAUSA, BŁAŻEJ GOŁUCHOWSKI, MACIEJ NIEZGÓDKA,  
ROBERT ROSZAK, WITOLD STANKIEWICZ, MICHAŁ RYCHLIK, MICHAŁ NOWAK,  
MAREK MORZYŃSKI,

## **THE DESIGN OF NUMERICAL STRUCTURAL MODEL FOR AEROELASTIC COMPUTATIONS OF AIRCRAFT'S FLUTTER MODEL**

### *Abstract*

*The article presents the design process of structural model, made of simple beam and mass elements, of the simplest possible construction. Virtual model is based on the flutter model located in Institute of Aviation, Warsaw. This object has been made in 1:4 scale and it has mass, stiffness and damping properties corresponding to the airplane. The main point of the task was to obtain virtual model which accurately represent geometry and mechanical properties of flutter model. The computational stick model has been generated in FEMAP application, basing on the solid model generated in SolidWorks. The modal analysis in MSC/Nastran has been performed to obtain eigenvalues and eigenmodes for the prepared model. This simulation targets further aeroelastic analysis and the validation of numerical model with the experimental data.*