

DEMONSTRACJA METODY SZYBKIEJ ESTYMACJI WŁAŚCIWOŚCI AEROSPŔĘŻYSTYCH SAMOLOTU W CZASIE BADAŃ W TUNELU AERODYNAMICZNYM

ROBERT KRÓLIKOWSKI, FRANCISZEK LENORT, ANTONI NIEPOKÓLCZYCKI

Instytut Lotnictwa

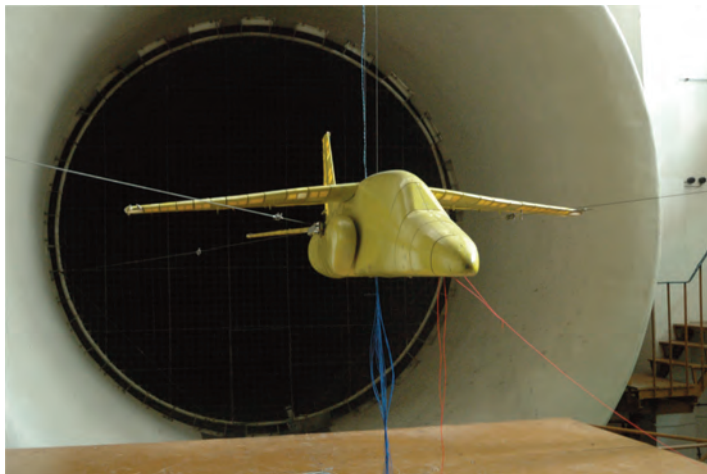
Streszczenie

Niniejsza praca prezentuje badania w tunelu aerodynamicznym dynamicznie podobnego modelu samolotu w skali 1:4 o znanych właściwościach aerospŔężystych. Badania te miały na celu zdemontowanie metody szybkiej estymacji właściwości aerospŔężystych samolotu, która została opracowana w ramach projektu POIG nr UDA-POIG.01.03.01-00-160.

1. OBIEKT BADAŃ

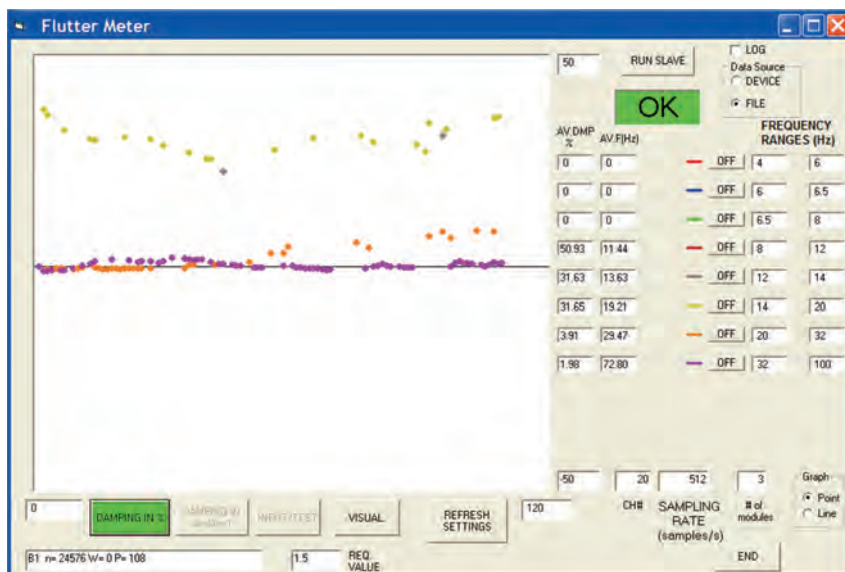


Fot. 1,2 i 3. Model samolotu w tunelu aerodynamicznym



Obiektem badań był dynamicznie podobny model samolotu w skali 1:4 o znanych właściwościach aerospływowych.

Na obiekcie badanym rozmieszczono 17 piezoelektrycznych czujników przyspieszeń typu PCB – M352. Punkty, w których są czujniki drgań połączone liniami prostymi w kolorze czarnym dla położenia wyjściowego i liniami prostymi w kolorze czerwonym dla położenia wychylonego, celem łatwiejszego rozpoznawania postaci drgań.



Rys.1.1.

Uproszczony rysunek badanego obiektu w tunelu aerodynamicznym. Przyjęto lewostronny układ współrzędnych x, y, z (kolor zielony). W kolorze czarnym narysowano obiekt badany nieodkształcony. W kolorze czerwonym naniesiono odkształcony obiekt w czasie badań w tunelu aerodynamicznym. W tym przypadku mamy kadr z wizualizacji drgań symetrycznego zginania statecznika poziomego o częstotliwości 6.875 Hz, gdy punkt 17 jest w górnym położeniu (wg danych z czujnika 17z amplituda ta wynosiła 13.374 mm, dla lepszej wizualizacji jest ona wielokrotnie powiększona)

W tabeli niżej zamieszczono współrzędne punktów na obiekcie i numery czujników drgań.

POINT #	X	Y	Z	CHAN X	CHAN Y	CHAN Z
3	0.10	-1.20	-0.10	0	0	3
4	0.40	-1.20	-0.10	0	0	4
6	0.10	1.20	-0.10	0	0	6
7	0.40	1.20	-0.10	0	0	7
9	-1.50	0.00	-0.40	0	8	9
13	1.35	0.00	0.55	12	13	0
14	1.60	0.00	0.55	12	14	0
16	1.40	-0.55	-0.10	0	0	16
17	1.60	-0.55	-0.10	0	0	17
19	1.40	0.55	-0.10	0	0	19
20	1.60	0.55	-0.10	0	0	20
29	0.00	0.00	0.00	0	2	1
48	1.25	0.00	-0.07	0	10	11

Tab.1.

Współrzędne punktów na badanym obiekcie w [m], w których umieszczono czujniki drgań, oraz numery czujników i ich kierunki pomiarów. Dane pomiarowe z czujnika nr 8z były w systemie pomiarowym przeznaczone przez (-1) ze względu na sposób zamocowania. Dane z czujnika 12x (pomiar w osi x , w punkcie 13-tym) włączono jako składową ruchu punktu 13-go i 14-go.

2. PROGRAM BADAŃ

Program badań zawierał pomiary drgań obiektu w tunelu aerodynamicznym, przy różnych konfiguracjach obiektu i przy prędkościach przepływu powietrza: 10 m/s, 15 m/s, 20 m/s, 25 m/s, 30 m/s i 35 m/s. Przewidywał też możliwość pomiarów przy innych, pośrednich prędkościach przepływu powietrza. Przepływ powietrza 10 m/s odpowiada prędkości lotu samolotu 360 km/h, 35 m/s odpowiada prędkości lotu 1260 km/h.

Obiekt był badany z zablokowanymi lotkami i sterami, z odblokowanymi sterami, z poprawnym wyważeniem powierzchni nośnych, usterzenia i sterów oraz z celowo złym wyważeniem masowym powierzchni nośnych, usterzenia i sterów.

Pomiary drgań były wykonywane przy ustalonych prędkościach i w czasie rosnących lub malejących prędkości, bez dodatkowych, sztucznych wymuszeń drgań i z dodatkowymi wymuszeniami.

Dodatkowe wymuszenia polegały na krótkotrwałych szarpnięciach przedniej części kadłuba za pomocą linek, pionowo i poziomo, po dwa impulsy odległe od siebie o około 10 s.

W czasie pomiarów była, na bieżąco, wykonywana analiza drgań. System pomiarowo-przetwarzający był umieszczony w tunelu, w pobliżu obiektu i przewodem był połączony z komputerem umieszczonym w sterowni tunelu aerodynamicznego.

Na ekranie tego komputera były na bieżąco wyprowadzane wyniki analiz: współczynniki tłumienia i częstotliwości drgań oraz wizualizacja postaci drgań.

W czasie pomiarów badany obiekt był filmowany.

3. CEL BADAŃ

Celem badań było:

- Sprawdzenie działania systemu pomiarowo-przetwarzającego
- Testowanie oprogramowania
- Rejestracja drgań obiektu
- Przygotowanie danych do porównań z wynikami analiz teoretycznych

4. PRZEBIEG BADAŃ

Wstępne badania odbyły się dniami 2 i 3.03.2011.

Wstępne badania wykazały, że na badanym obiekcie z zablokowanymi lotkami i sterami, w całym zakresie prędkości przepływu powietrza nie wystąpiły drgania flatterowe, zarówno bez wymuszeń dodatkowych jak i mimo zastosowania wymuszeń dodatkowych. Nie wystąpiły one na obiekcie poprawnie wyważonym masowo i na obiekcie celowo niewyważonym, po zabudowaniu specjalnych mas.

Na podstawie tych wyników postanowiono wykonać badania obiektu po odblokowaniu sterów wysokości i steru kierunku, bez mas dodatkowych i po dodaniu mas. Badania te wykonano w dniach 27 i 28.04.2011.

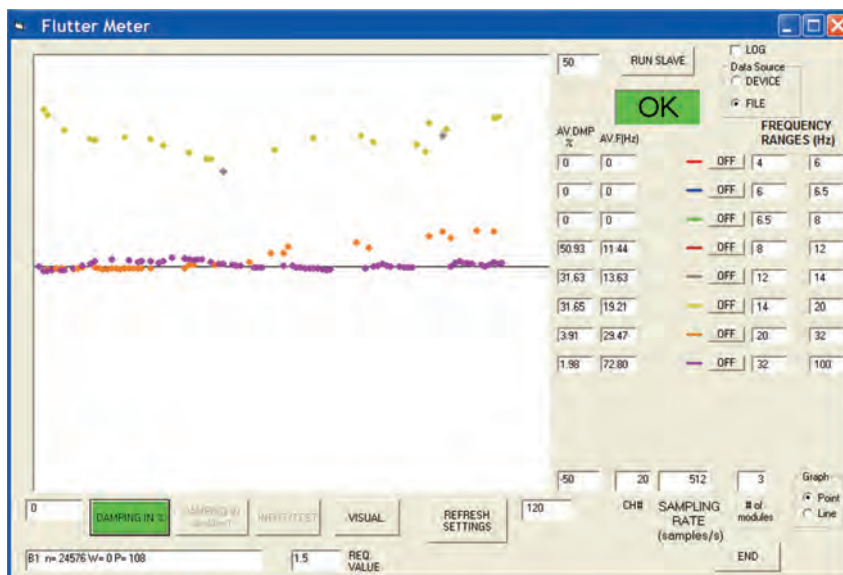
Po zwolnieniu sterów wysokości, bez dodatkowych mas, też nie otrzymano drgań flatterowych mimo dodatkowych wymuszeń. Drgania o charakterze ograniczonych drgań flatterowych,

otrzymano dopiero po dodaniu mas na sterach wysokości. Ograniczone drgania flutterowe wystąpiły też po odblokowaniu steru kierunku i zamocowaniu na nim czujnika drgań (14y). Te praktyczne wyniki były potrzebne do sprawdzenia opracowanej metody ostrzegania o tendencji do wystąpienia niebezpiecznych drgań flutterowych (na podstawie zmniejszania się współczynnika tłumienia drgań w funkcji prędkości lotu i na podstawie wizualizacji postaci tych drgań flutterowych).

5. WYNIKI BADAŃ

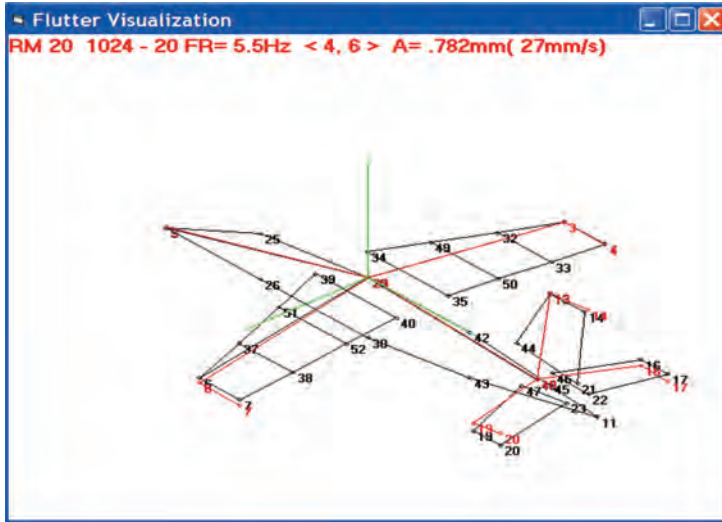
Badania obiektu z zablokowanymi lotkami i sterami wysokości i kierunku. Obiekt poprawnie wyważony.

W czasie badań bez wymuszeń dodatkowych oraz z wymuszeniami drgań, nie stwierdzono występowania drgań flutterowych w pełnym zakresie badanych prędkości, wizualnie i na podstawie wykonanych analiz. Przykładowe wyniki analiz zamieszczono niżej.



Rys.5.1.

Wyniki pomiaru współczynników tłumienia drgań na stateczniku poziomym w czasie przejścia od prędkości 25 m/s do 30 m/s (od prędkości lotu samolotu 900 km/h do 1080 km/h). Linia pozioma na wykresie oznacza wymaganą przez przepisy lotnicze wartość współczynników tłumienia (REQ.VALUE 1.5%). W czasie lotu tłumienie drgań modalnych powinno być większe lub równe 1.5 %; kolorowe punkty powinny leżeć powyżej tej linii. Co sekunda były obliczane parametry składowych postaci drgań na podstawie pomiaru drgań w dwóch poprzednich sekundach. Przy próbkowaniu 512 próbek/s (SAMPLING RATE), w każdym kanale, wyniki są obliczane na podstawie pomiaru 1024 próbek. Na powyższym wykresie mamy wyniki analiz sygnału od początku zapisu drgań do 110 s. Brak punktów na tym wykresie oznacza, że danej postaci nie było w sygnale, lub że dana postać stanowiła mniej niż 5 % ogólnej zmienności analizowanego sygnału drgań. Okienko zielone z napisem OK pojawia się po obliczeniu poprawnych wartości współczynników tłumienia. Wartości tłumienia (AV.DMP) i częstotliwości (AV.F) są średnimi arytmetycznymi z całego cyklu pomiarowego. Zmienność tłumienia w funkcji czasu (prędkości) pokazują naniesione punkty wykresu, uśredniane metodą stopniowego zapominania starszych pomiarów.



Rys.5.2.

Przykładowy kadr z wizualizacji postaci drgań o częstotliwości 5.5 Hz. Skręcanie kadłuba. Maksymalna amplituda drgań występuje tutaj w punkcie 20 (czujnik 20z). Na rysunku jest w górnym położeniu. Brak sygnału z czujnika 13y. Prędkość 30 m/s.

Objaśnienia oznaczeń na rysunku:

RM 20 – czujnik referencyjny maksymalny; numer czujnika przyspieszeń 20z, który wykazał największą amplitudę drgań badanej postaci i do tej wartości odniesione są wartości amplitud w pozostałych punktach pomiarowych,

1024 – liczba analizowanych próbek w każdym kanale pomiarowym,

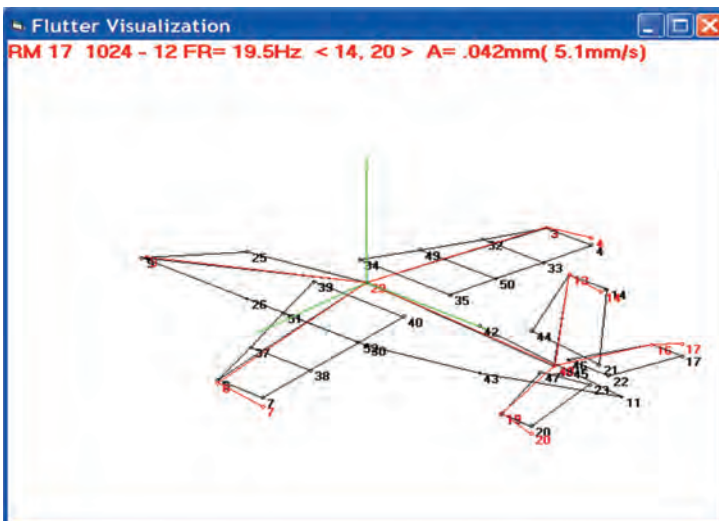
20 – dwudziesty kadr wizualizacji postaci drgań,

FR=5.5Hz – częstotliwość analizowanej postaci drgań,

< 4, 6 > – przedział częstotliwości, w którym największy pik widma ma częstotliwość 5.5 Hz,

A=.782mm – amplituda drgań czujnika 20z (umieszczonego w punkcie 20 w osi z),

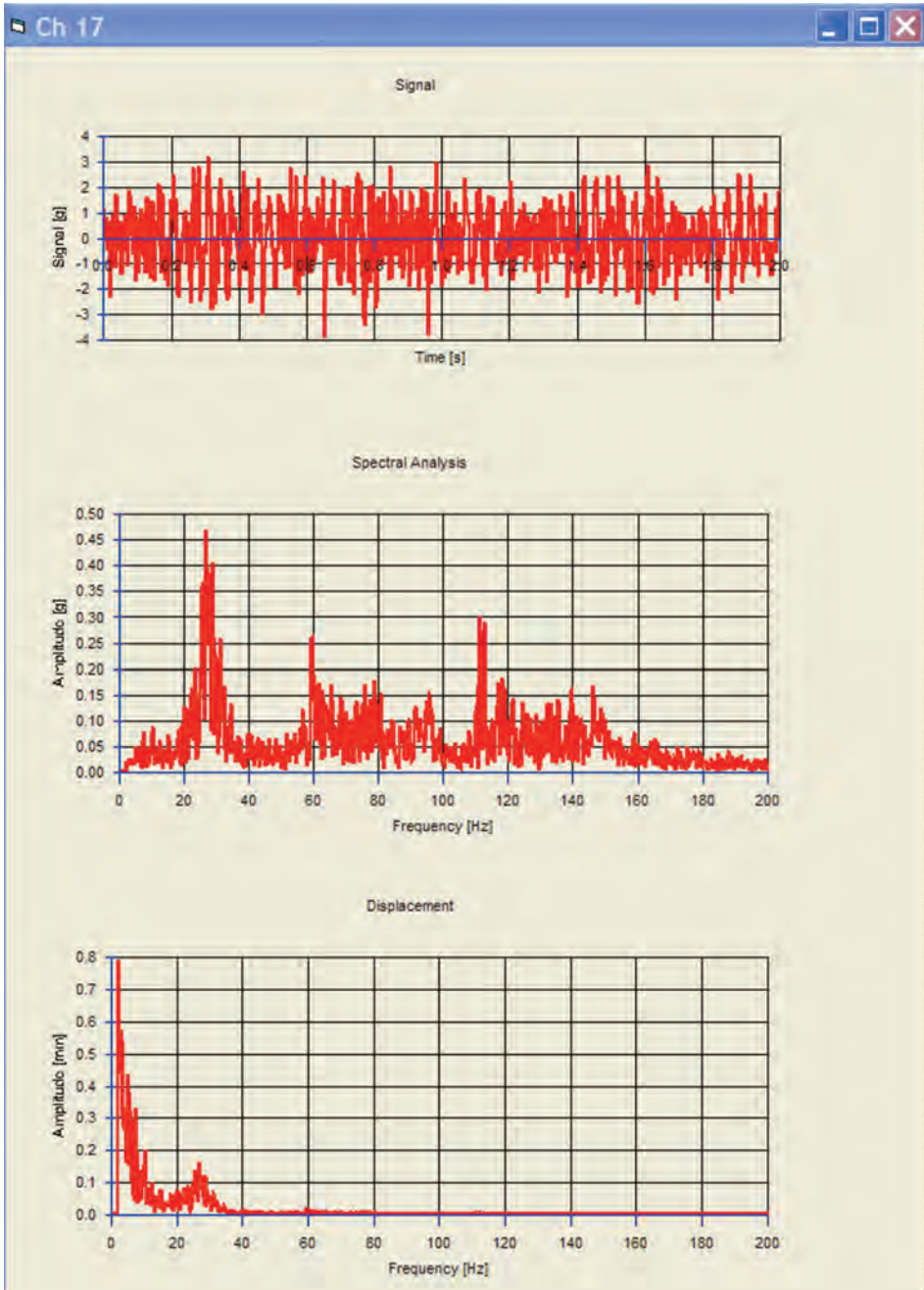
(27mm/s) – powyższa amplituda w jednostkach prędkości drgań (ułatwia ocenę poziomu drgań z przepisanymi); w punkcie 13-tym jest tylko składowa wzdłuż osi x ponieważ kanał pomiarowy 13y uległ uszkodzeniu w czwartym wymuszeniu w tym dniu (27.04.2011).



Rys.5.3.

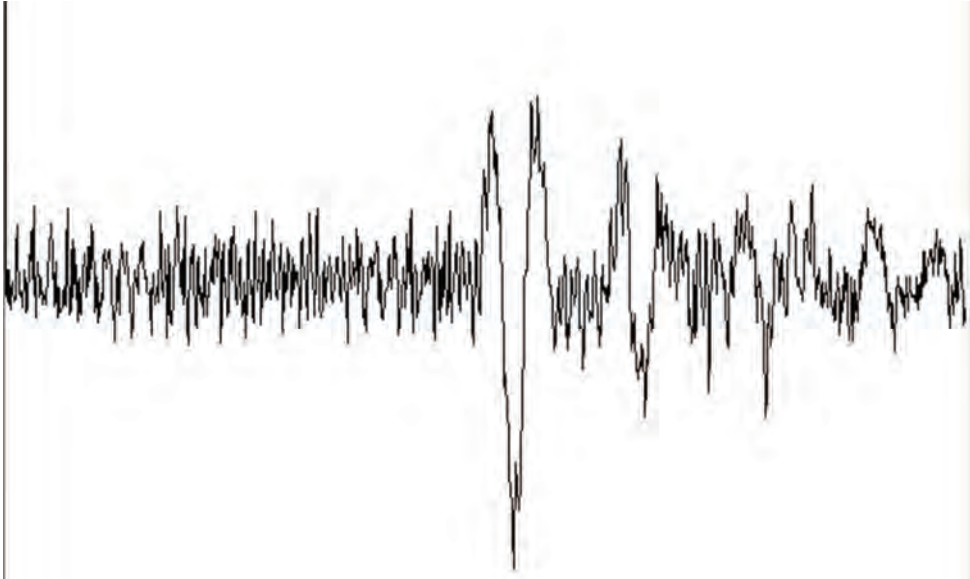
Przykładowy kadr z wizualizacji postaci drgań o częstotliwości 19.5 Hz. Punkt 17 w położeniu u góry. Antysymetryczne skręcanie skrzydeł i statecznika poziomego. Brak sygnału z czujnika 13y.

Badania obiektu z zablokowanymi lotkami i sterami wysokości i kierunku
20 gram + 20 gram na stateczniku poziomym



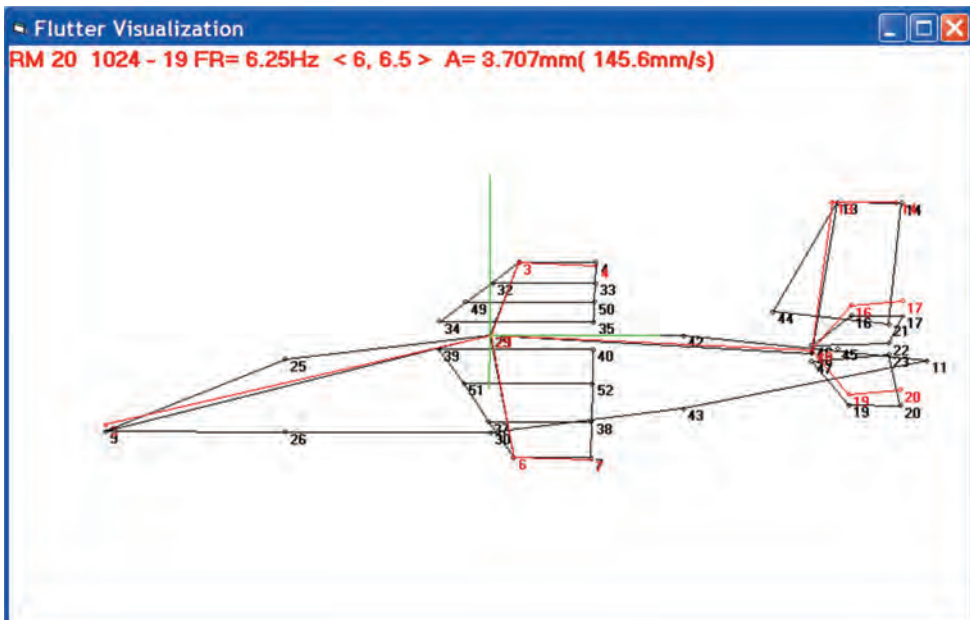
Rys.5.4.

Prędkość 35 m/s, wyniki analizy widmowej sygnału drgań z czujnika 17z.



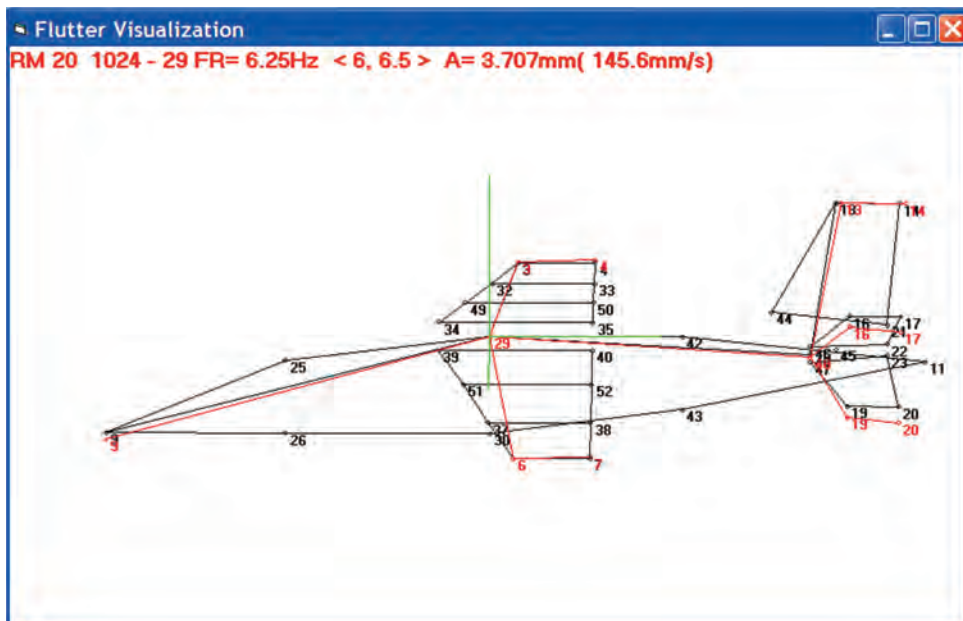
Rys.5.5.

Prędkość 35 m/s, wymuszenie pionowe, dane z czujnika 17z, odcinek drgań 2 s, niżej wyniki analizy z obu wymuszeń pionowych.



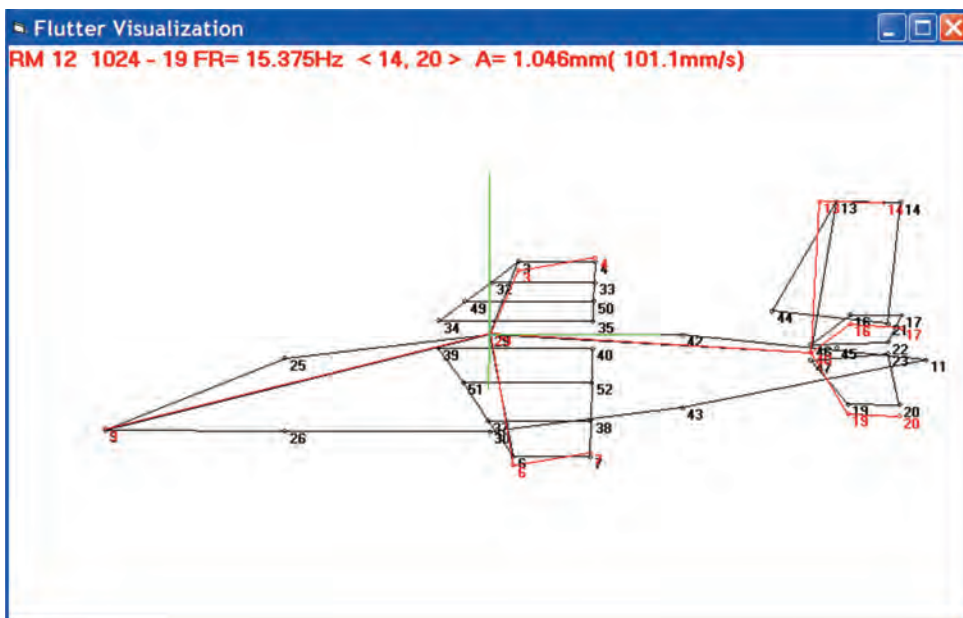
Rys.5.6.

Prędkość 35 m/s, wymuszenie pionowe, postać drgań 6.25 Hz, największa amplituda na czujniku 20z (3.707 mmm, średnia na odcinku 2 s drgań), punkt 20 u góry.



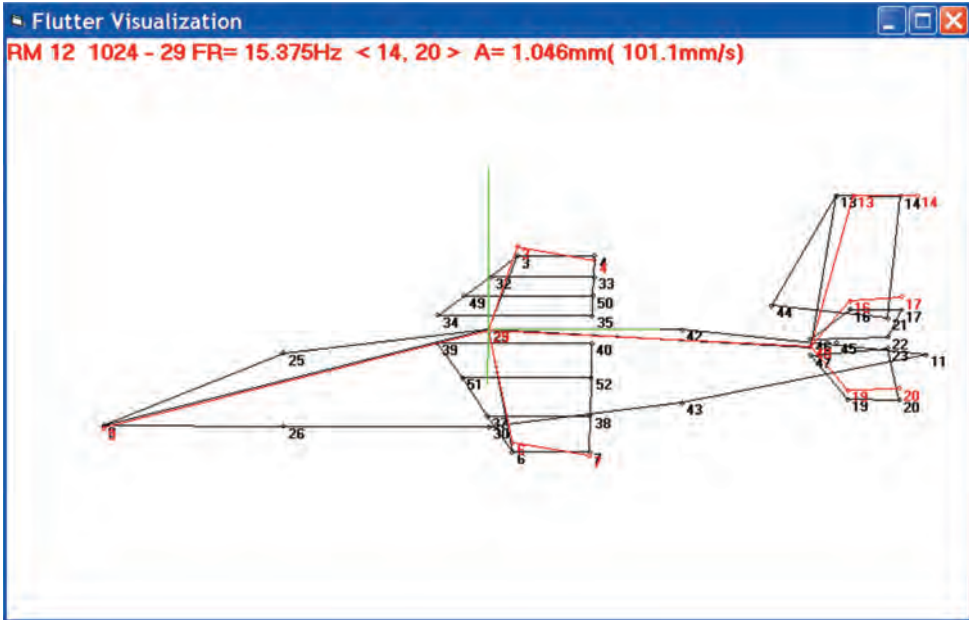
Rys.5.7.

Jak wyżej, punkt 20 w położeniu dolnym.



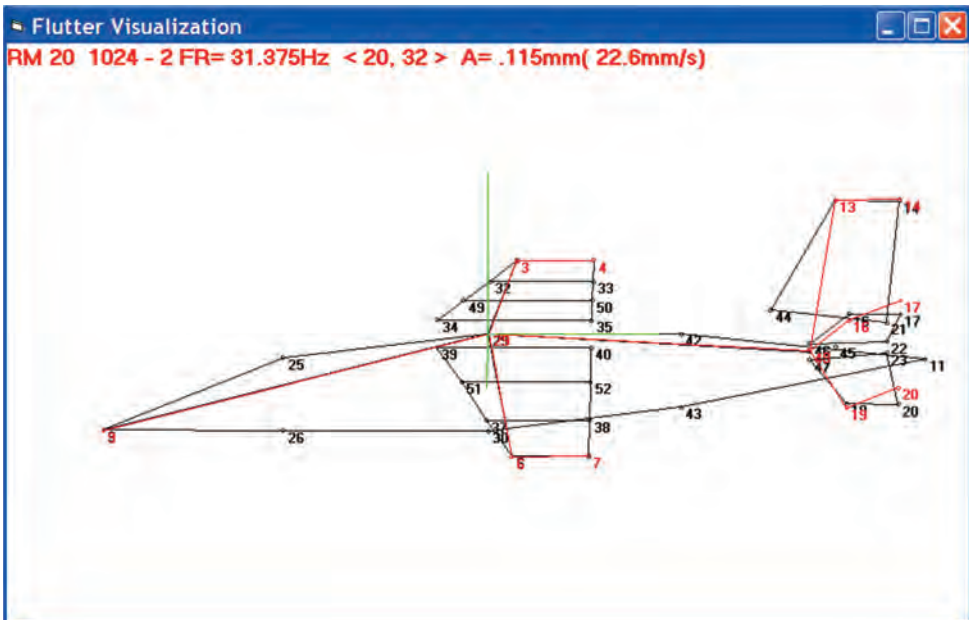
Rys.5.8.

Prędkość 35 m/s, wymuszenie pionowe, postać drgań 15.375 Hz, największa amplituda na czujniku 12z (w punktach 13 i 14, 1.046 mm), punkt 13 w położeniu przednim.



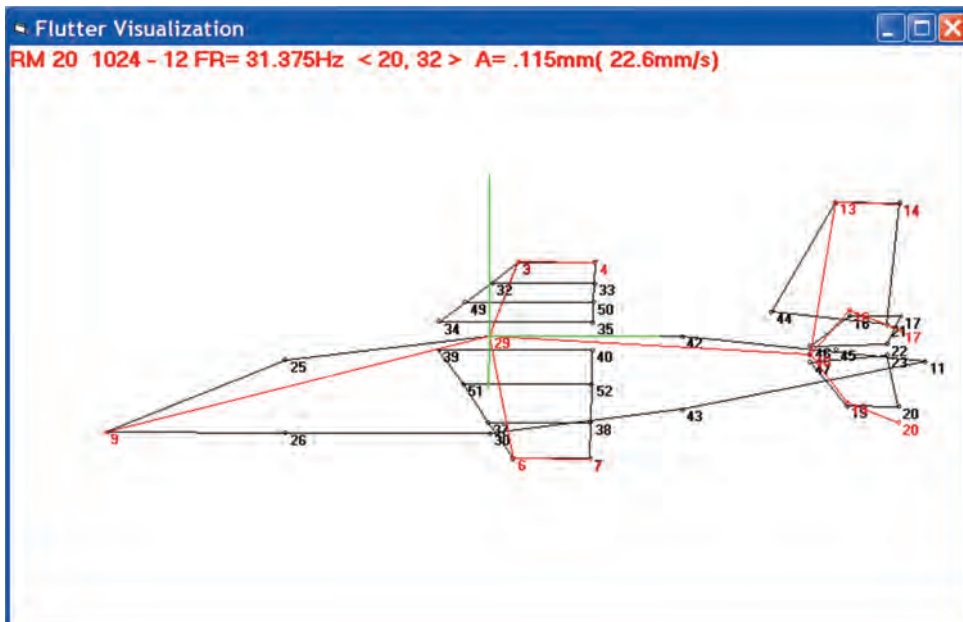
Rys.5.9.

Jak na rysunku wyżej, punkt 13 (i 14) w położeniu tylnym.



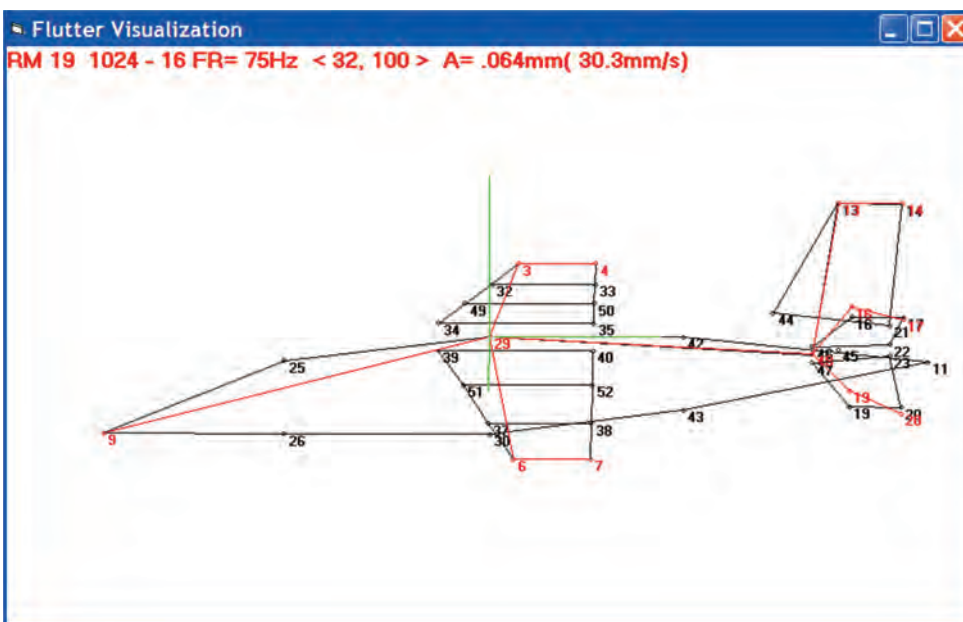
Rys.5.10.

Jak wyżej, postać drgań o częstotliwości 31.375 Hz, punkt 20 w górnym położeniu.



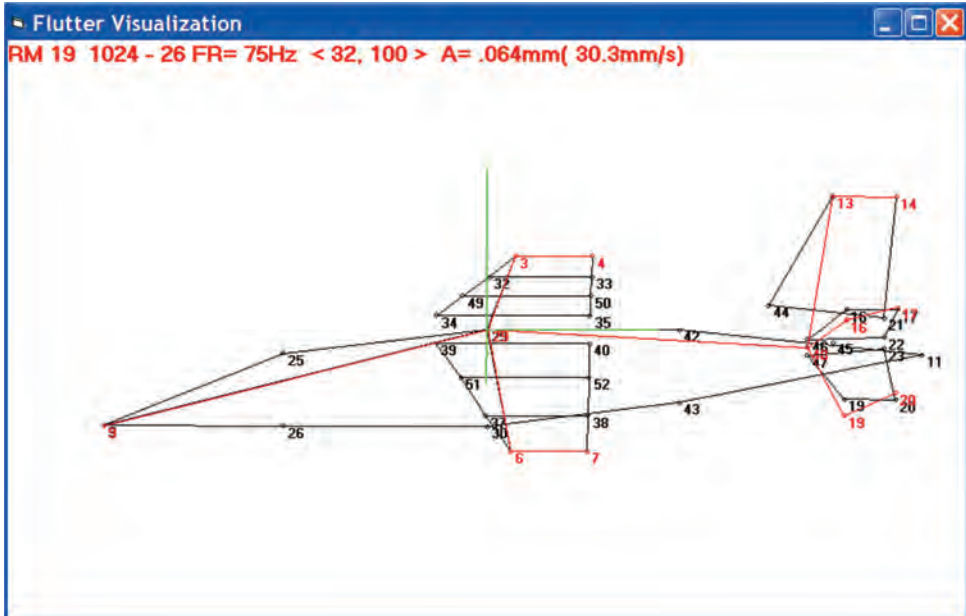
Rys.5.11.

Jak wyżej, punkt 20 w dolnym położeniu.



Rys.5.12.

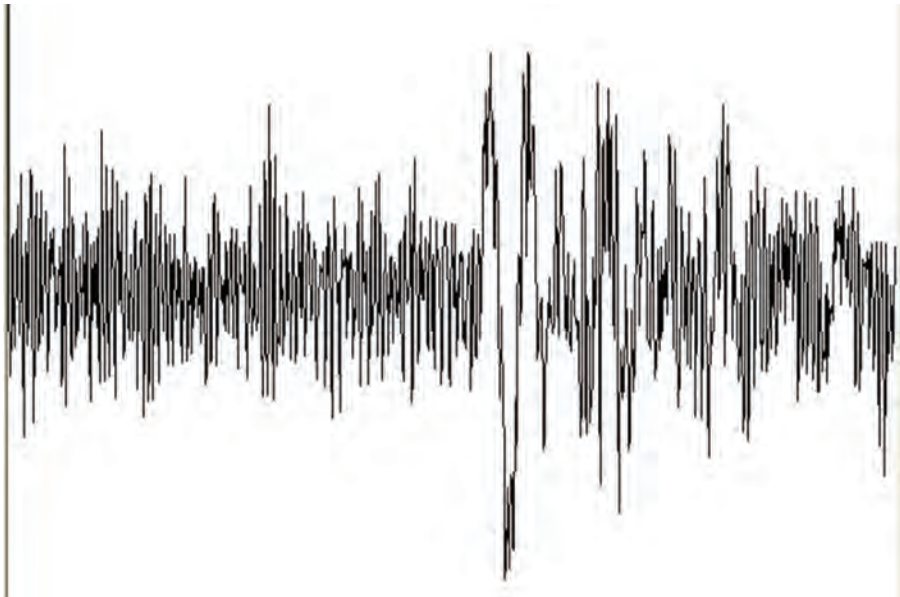
Jak wyżej, punkt 19, o największej amplitudzie drgań postaci o częstotliwości 75 Hz, w położeniu górnym.



Rys.5.13.

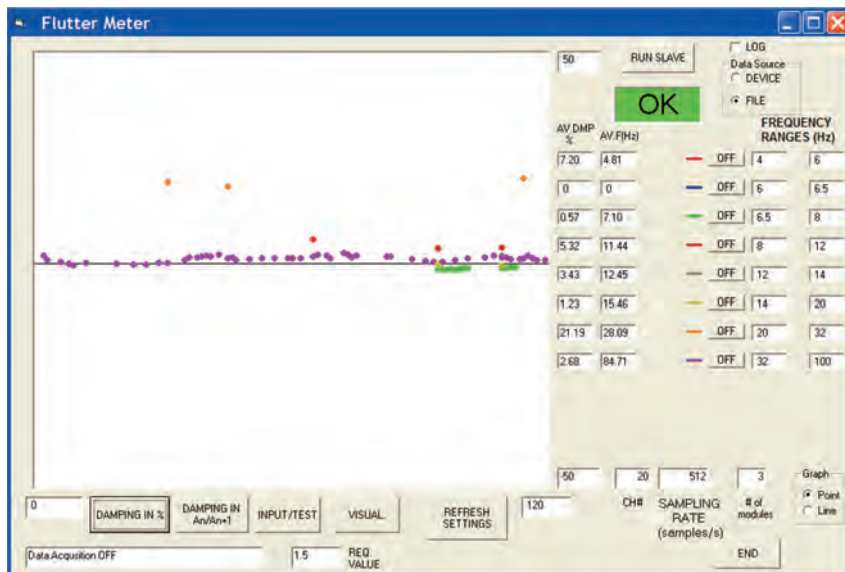
Jak wyżej, punkt 19 w dolnym położeniu.

Badania obiektu z odblokowanymi sterami wysokości
Bez dodatkowych mas



Rys.5.14.

*Prędkość 35 m/s, wymuszenie pionowe, u góry zapis z czujnika 20z,
 niżej wyniki analizy odpowiedzi impulsowych obu wymuszeń w kierunku osi z.*



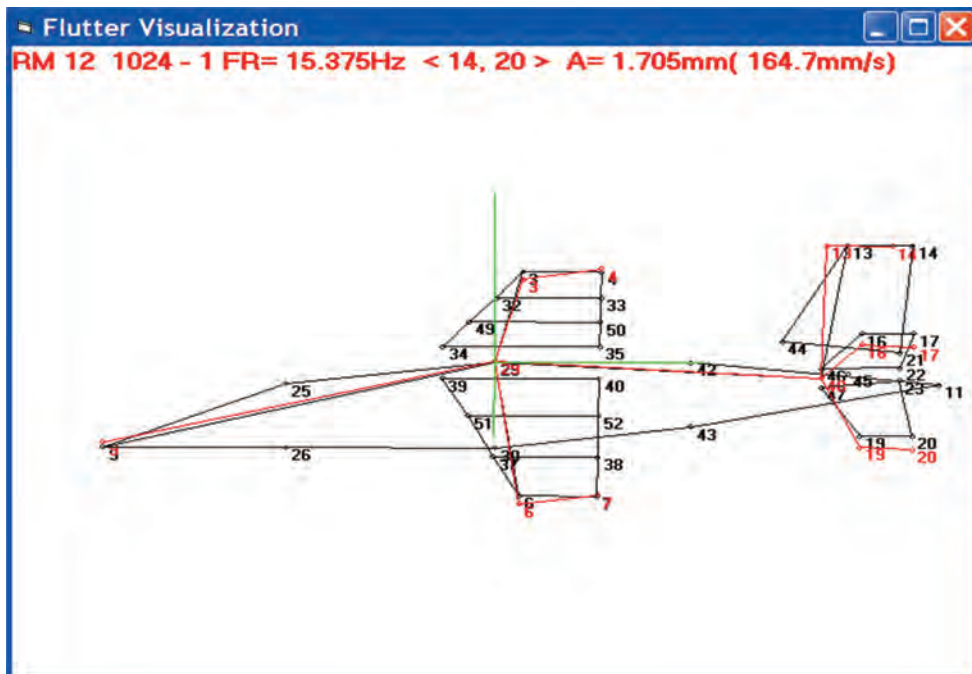
Rys.5.15.

Wyniki analizy z całego pomiaru drgań dla prędkości 35 m/s, w czasie pomiarów bez wymuszeń i z wymuszeniami poziomymi i pionowymi. Analizowany sygnał z czujnika 20z w niewielkim stopniu reaguje na wymuszenia poziome (w osi y), w 61-tej i 65-tej sekundzie. Wymuszenia pionowe (w osi z) w 93-ciej i 108-mej sekundzie są widoczne, pojawiły się zielone punkty postaci drgań o częstotliwości średniej 7.10 Hz. Używane tutaj oprogramowanie FLUTMET jest przeznaczone do analizy drgań przy stałej prędkości lotu, gdy poziom drgań naturalnych jest wysoki, do analizy odpowiedzi impulsowych lub swobodnie zanikających drgań po wymuszeniu harmonicznym. Ponieważ obiekt był już wcześniej badany w tunelu aerodynamicznym, można było sprawdzić działanie oprogramowania w nieco innych zastosowaniach.

W tym konkretnym przypadku mamy do czynienia z analizą połączonych w sposób ciągły drgań naturalnych (eksploatacyjnych) z odpowiedziami impulsowymi. To może spowodować zaniżenie współczynników tłumienia gdy początek odpowiedzi impulsowej nie trafi na początek kolejnego segmentu analizowanych drgań. Nie jest też poprawne włączenie do obliczanej wartości tłumienia z sygnałów odpowiedzi impulsowych o dużych amplitudach, co zazwyczaj daje większe wartości tłumienia, do obliczanych wartości tłumienia z sygnału drgań naturalnych, o mniejszej amplitudzie drgań.

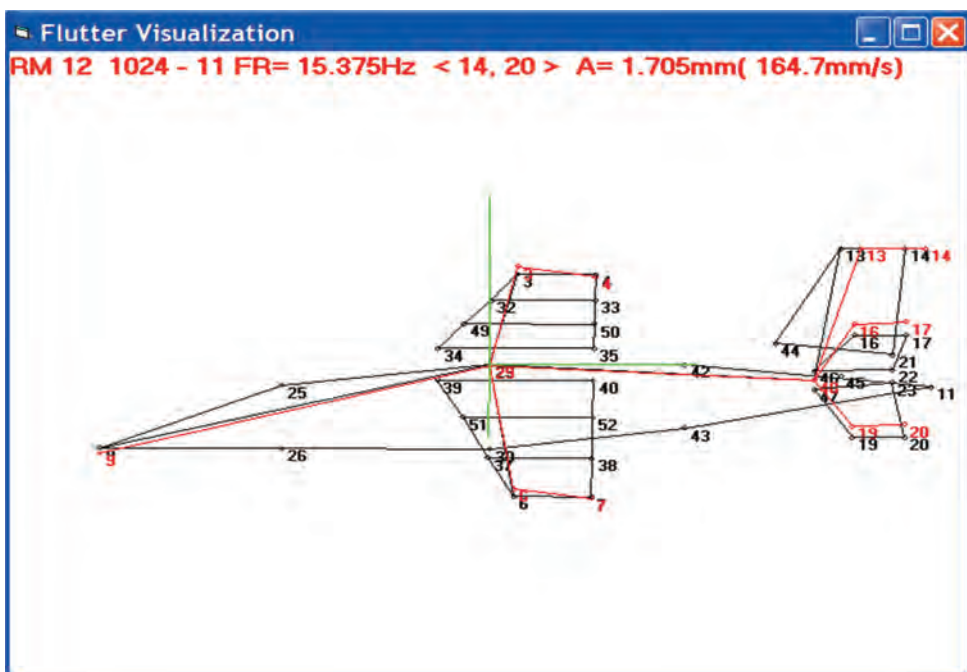
Działanie oprogramowania w czasie powolnego wzrostu prędkości sprawdzano, m.in. na Rys.5.1. Ogólnie, ze wzrostem prędkości rosną drgania naturalne (Rys.5.20 i 5.21) i wyniki analizy mogą dawać zaniżone wartości tłumienia, co jest bezpieczne w czasie badań w locie.

Silne wymuszenia pionowe pozwoliły na ujawnienie się postaci drgań o częstotliwości 7.10 Hz. Obliczony współczynnik tłumienia tej postaci drgań jest bardzo zbliżony do wartości otrzymanej w czasie badań rezonansowych tego obiektu, co wskazuje że przy tej prędkości nie ma już tłumienia aerodynamicznego.



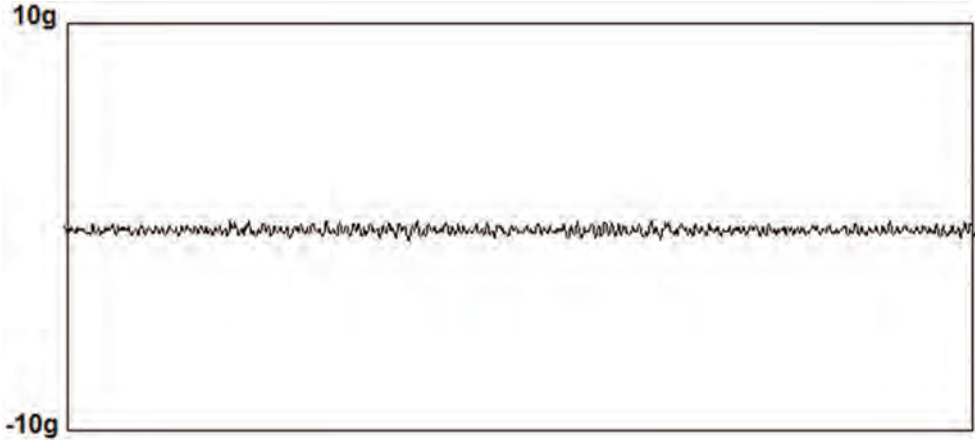
Rys.5.18.

Kadr z wizualizacji postaci drgań o częstotliwości 15.375 Hz po wymuszeniu impulsowym w osi z. Punkt 13 (czujnik 12x) w przednim położeniu.



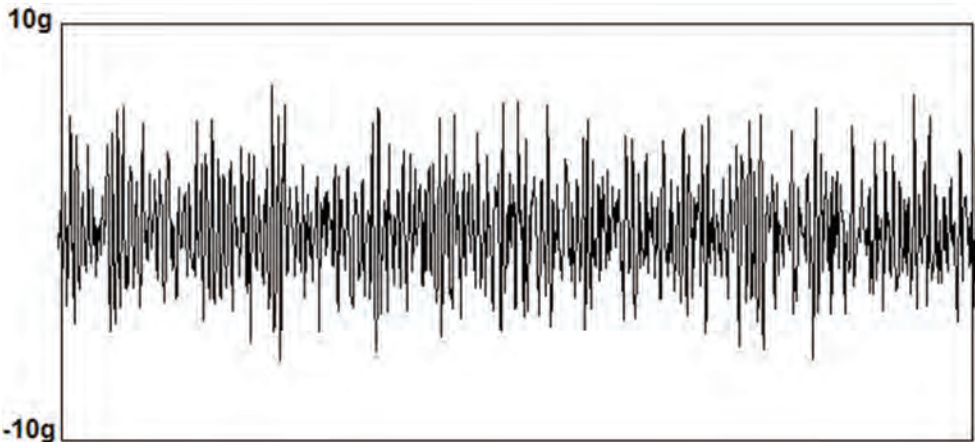
Rys.5.19.

Jak wyżej, punkt 13 w położeniu tylnym.



Rys.5.20.

Poziom drgań na stateczniku poziomym (czujnik 20z) przy prędkości 10 m/s. Postacie drgań własnych mogą mieć mały udział w zmienności ogólnej sygnału, mniejszy niż 5 %.

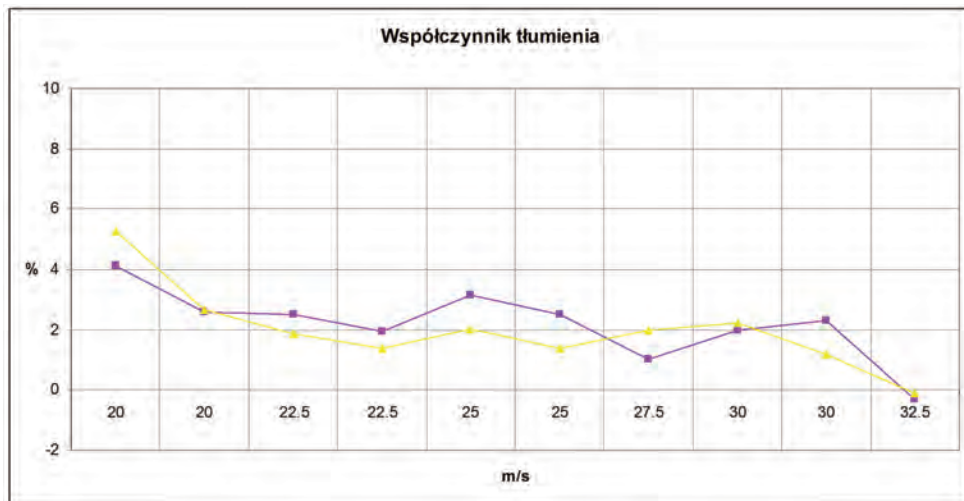


Rys.5.21.

Poziom drgań na stateczniku poziomym (czujnik 20z) przy prędkości 35 m/s. Przy tej prędkości, przy dużych wymuszeniach naturalnych, udział postaci drgań własnych w ogólnej zmienności sygnału jest wystarczający do analizy modalnej opracowanymi metodami.

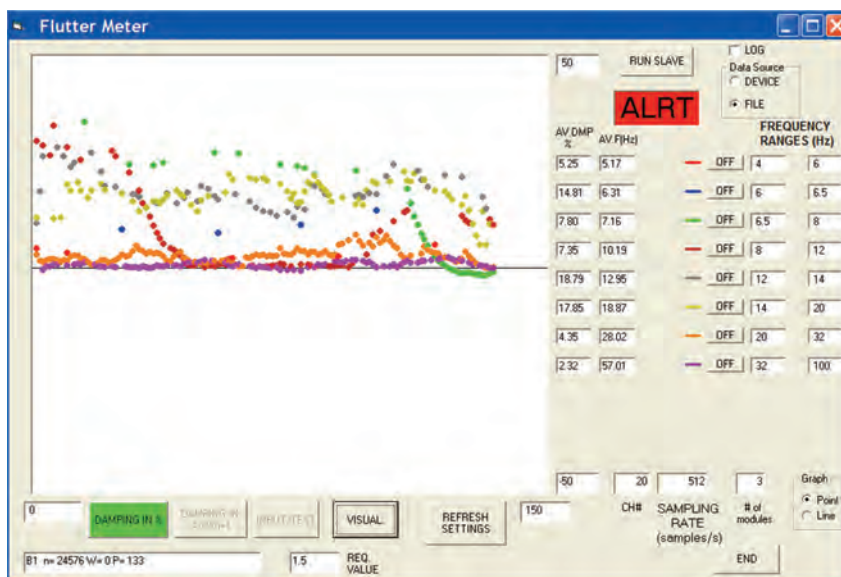
Badania obiektu z odblokowanymi sterami wysokości Dwie masy na sterach wysokości

Dodano celowo dwie masy, po jednej przy zewnętrznych końcach sterów wysokości, aby sprawdzić możliwość wykrywania tendencji do drgań flatterowych. W tym celu wykonano pomiary współczynników tłumienia przy prędkościach 20, 22.5, 25, 27.5 i 30 m/s na podstawie odpowiedzi impulsowych i przy prędkości 32.5 m/s bez wymuszeń pionowych, bo już wystąpiły drgania flatterowe o ograniczonej amplitudzie (LCO, Limit Cycle Oscillation). Niżej zamieszczono wyniki tych pomiarów.



Rys.5.22.

Przebieg współczynnika tłumienia drgań statecznika poziomego o częstotliwości około 7 Hz w funkcji prędkości. Kolorem różowym naniesiono wyniki z czujnika 17z a kolorem żółtym wyniki z czujnika 20z. Wyniki z drugiego wymuszenia są naniesione z prawej strony, dla tej samej prędkości.

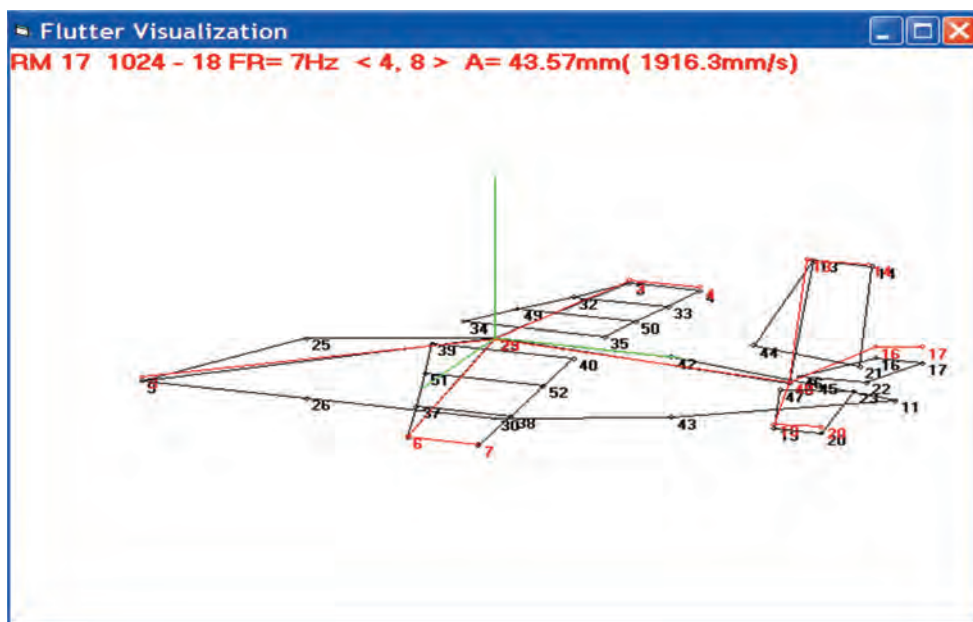


Rys.5.23.

Wynik analizy współczynników tłumienia w czasie przejścia od prędkości 25 m/s do 32.5 m/s, bez wymuszeń impulsowych. Naniesiono tutaj wyniki analizy postaci drgań o bardzo małym udziale w ogólnej zmienności, powyżej 1%. Widoczna jest tendencja do zmniejszania się współczynników tłumienia w funkcji prędkości przepływu powietrza w tunelu aerodynamicznym. Punkty zielone, dla postaci o częstotliwości średniej 7.16 Hz, przy zbliżaniu się do prędkości 32.5 m/s, zaczynają spadać poniżej wartości współczynnika tłumienia wymaganego przez przepisy (poniżej czarnej linii poziomej). Ostrzega o tym czerwony kolor okienka ALRT. O niebezpieczeństwie powstawania drgań flutterowych ostrzega też wzrastająca amplituda postaci drgań o częstotliwości 7.16 Hz w oknie wizualizacji postaci o tej

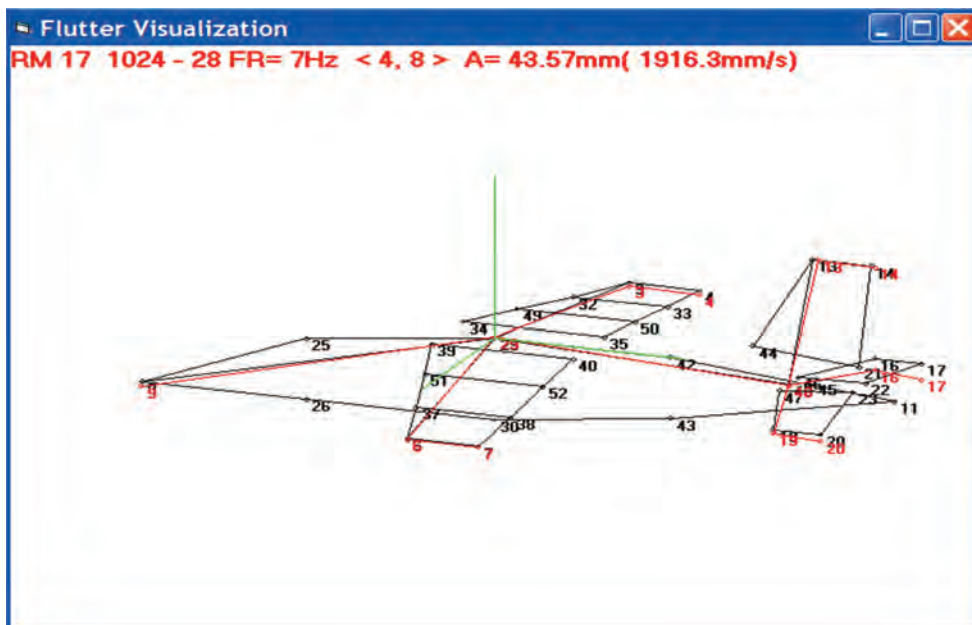
częstotliwości (rys.5.24 i 5.25) i postać tych drgań. Na podstawie dwóch kadrów z wizualizacji postaci drgań na rys.5.24 i 5.25 nie można jednak stwierdzić, że jest to postać o własnościach flutterowych. Oglądając pełny ruch statecznika poziomego w czasie wizualizacji można dostrzec opóźniony w fazie ruch krawędzi spływu w stosunku do krawędzi natarcia, spowodowany niewłaściwym wyważeniem steru wysokości na skutek naklejenia dwóch mas na krawędzi spływu steru wysokości. To opóźnienie ruchu powoduje powstawanie sił aerodynamicznych, które doprowadzają energię do drgającego usterzenia.

Naniesione punktowo wartości współczynników tłumienia służą do oceny zmian tłumienia ze wzrostem prędkości. Natomiast uśrednione wartości współczynników tłumienia i częstotliwości w okienkach AV.DMP i AV.F są użyteczne w pomiarach przy stałej prędkości, stosowanych w typowych metodach badań w locie tendencji do flutteru. Po stwierdzeniu poprawnej wartości uśrednionej tłumienia przy kolejnej prędkości lotu, można przystąpić do badań przy zwiększonej prędkości. Opracowany system analizy na bieżąco, umożliwia wykonanie w jednym locie badań przy kilku prędkościach lotu, co skraca czas badań i koszty badań.



Rys.5.24.

Wizualizacja postaci drgań o częstotliwości 7 Hz. Punkt 17 w położeniu górnym.



Rys.5.25.

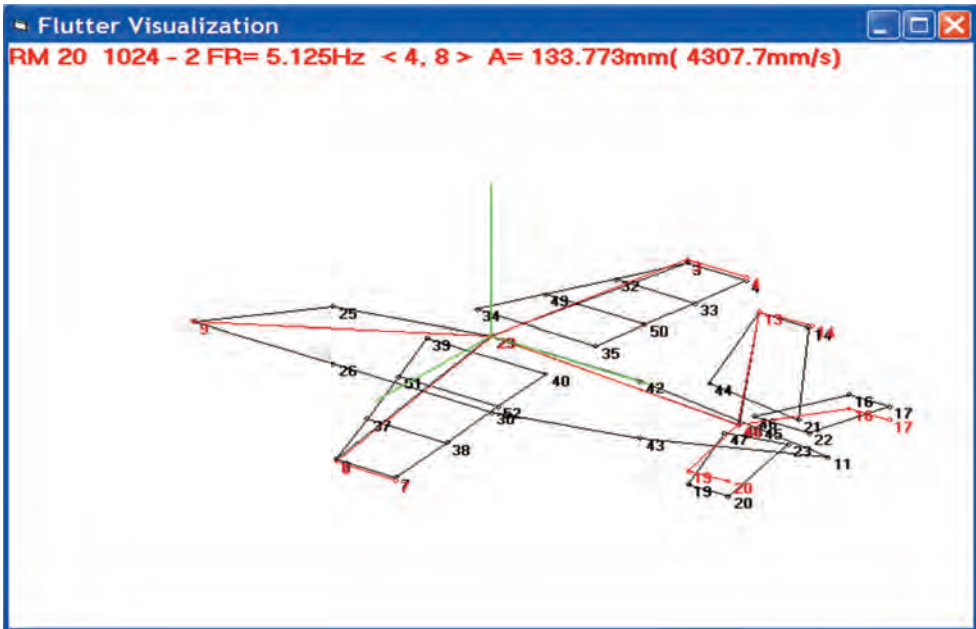
Wizualizacja postaci drgań o częstotliwości 7 Hz. Punkt 17 w położeniu dolnym.

Badania obiektu z odblokowanymi sterami wysokości Cztery masy na sterach wysokości



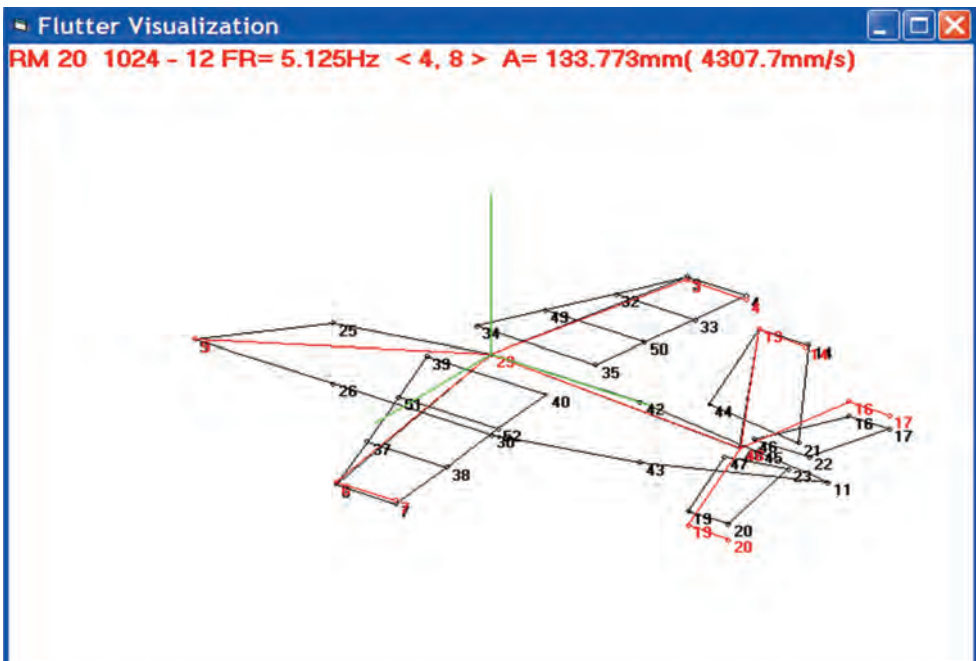
Rys.5.26.

Wyniki analizy współczynników tłumienia w czasie przejścia od prędkości 10 m/s do 25 m/s. Zwiększona dwukrotnie masa dodatkowa spowodowała zmniejszenie prędkości, przy której wystąpiły drgania o własnościach flutterowych z 32.5 m/s (rys.5.23) do 25 m/s oraz zmniejszenie częstotliwości z około 7 Hz, do około 5 Hz.



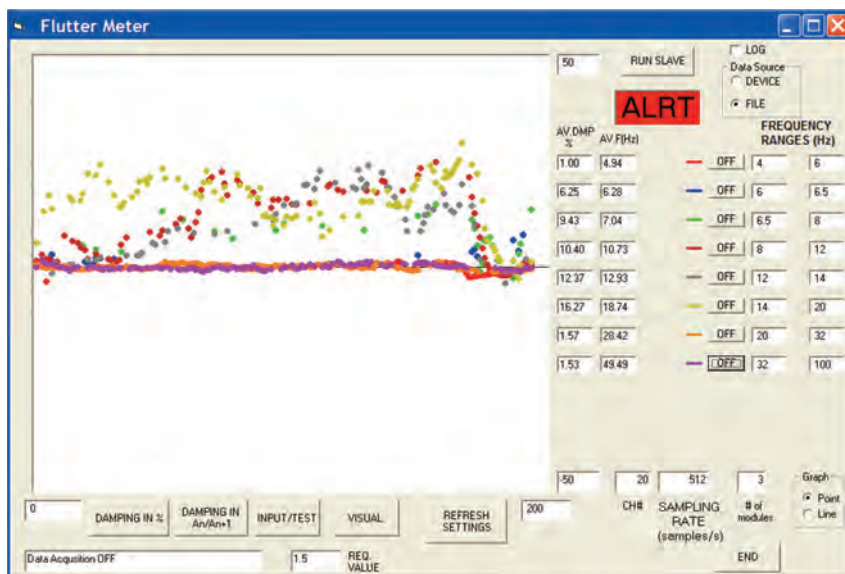
Rys.5.27.

Wizualizacja postaci drgań o częstotliwości 5.125 Hz. Punkt 20 u góry.



Rys.5.28.

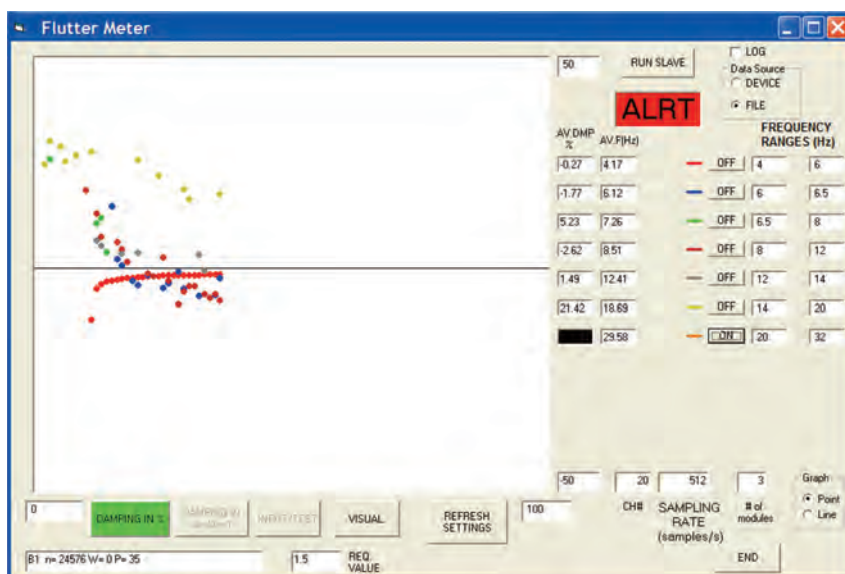
Wizualizacja postaci drgań o częstotliwości 5.125 Hz. Punkt 20 u dołu.



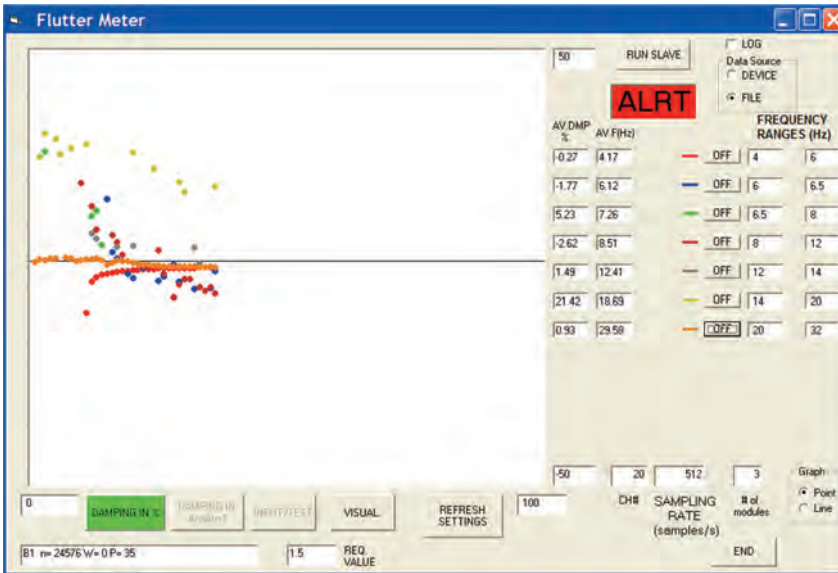
Rys.5.29.

Wyniki analizy współczynników tłumienia w czasie przejścia od prędkości 10 m/s do 25 m/s z pełnym pokazaniem wyników. Tutaj wyniki dla postaci o częstotliwościach 28.42 Hz i 49.49 Hz zastępują ważniejsze dane dla głównej postaci o częstotliwości 4.94 Hz i dla postaci o częstotliwości 10.73 Hz.

Badania obiektu z zablokowanymi sterami wysokości i z odblokowanym sterem kierunku
Masy zdjęte ze sterów wysokości
 Czujnik 14y naklejony na ster kierunku u góry

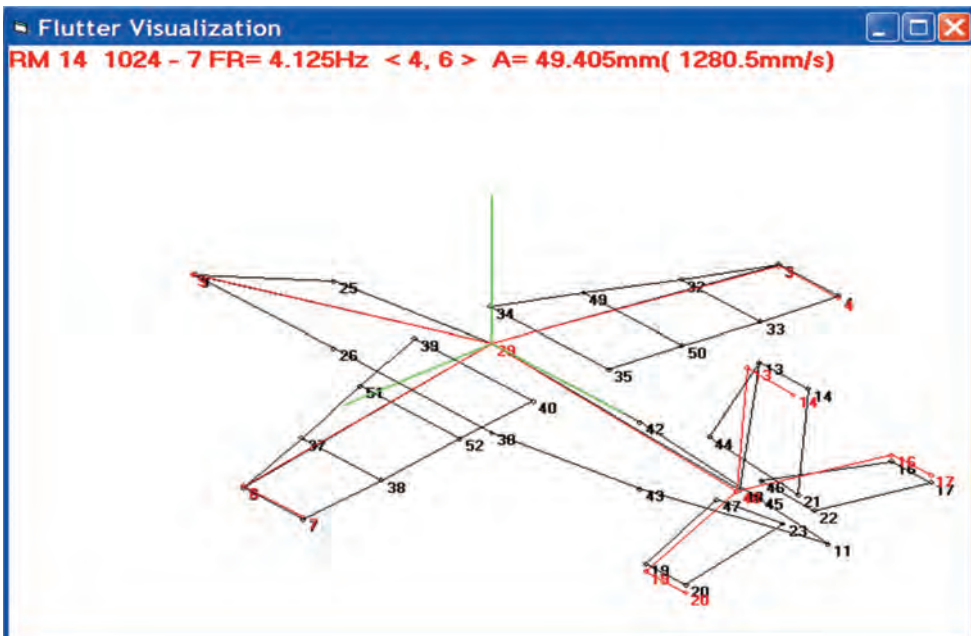


Rys.5.30. Wyniki pomiarów przy prędkości 15m/s 28.04.2011. Po wymuszeniu poziomym wystąpiły ograniczone drgania flutterowe (LCO) o częstotliwości około 4 Hz. Wyniki dla postaci 29.58 Hz usunięto aby odstąpić dane dla postaci flutterowej 4.17 Hz



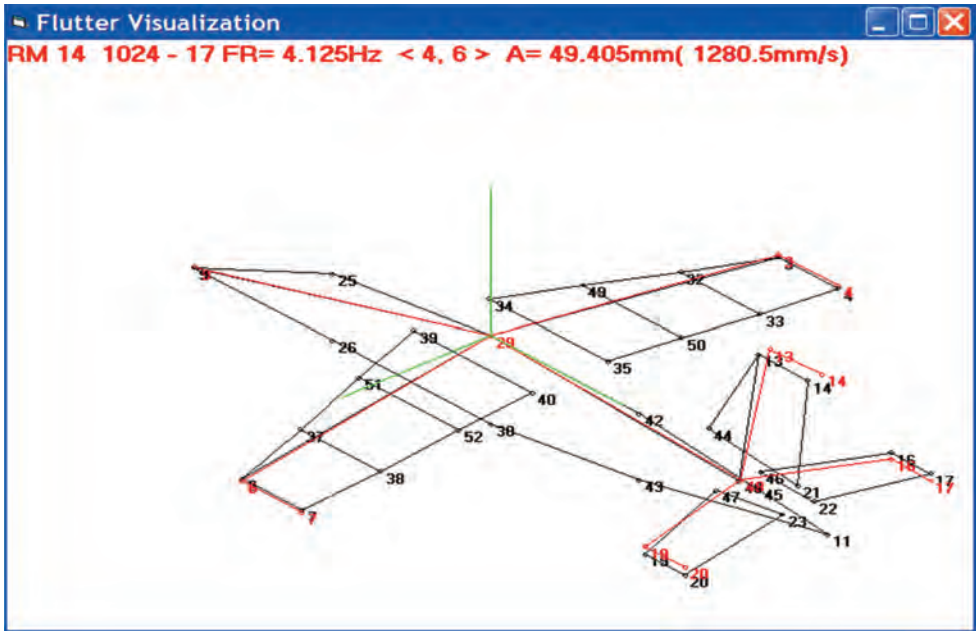
Rys.5.31.

Jak wyżej, wyniki dla wszystkich analizowanych postaci drgań



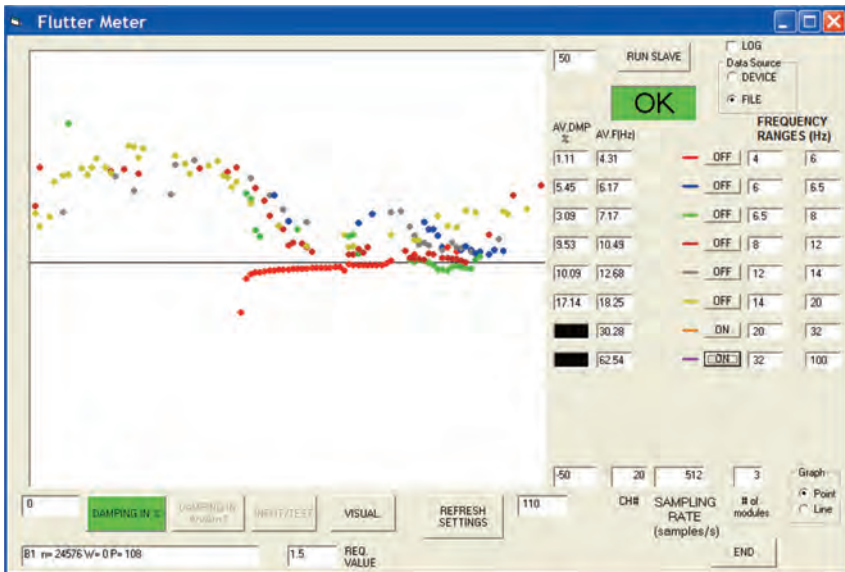
Rys.5.32.

Wizualizacja postaci drgań eksploatacyjnych o częstotliwości 4.125 Hz. Czujnik 14z na sterze kierunku, usprawniony kanał pomiarowy 13y. Punkt 14 wychylony maksymalnie w lewo.



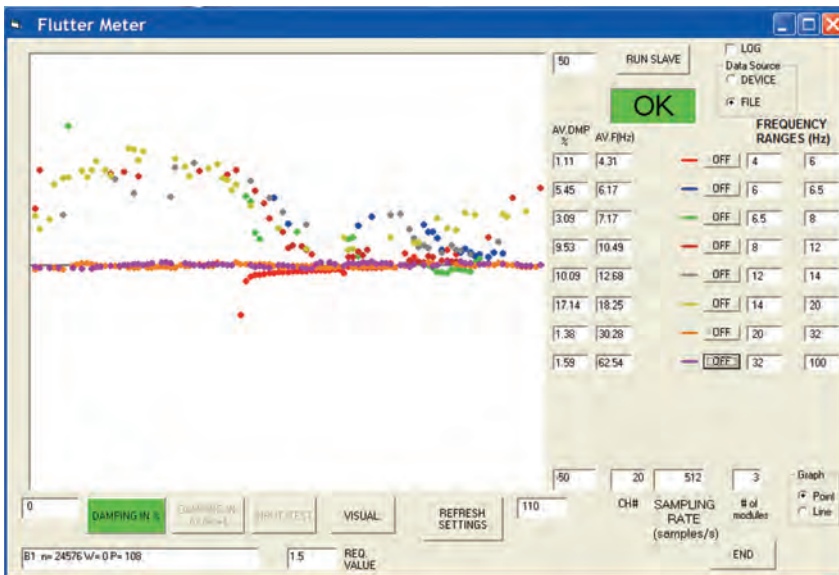
Rys.5.33.

Jak wyżej, punkt 14 wychylony maksymalnie w prawo.



Rys.5.34.

Wyniki analizy w czasie wzrostu prędkości od 10 m/s do 12.5 m/s. Dwa wymuszenia poziome i dwa pionowe. Wyniki dla postaci 30.28 Hz i 62.54 Hz nie są naniesione.



Rys.5.35.

Jak wyżej, naniesione wyniki analizy dla wszystkich analizowanych postaci drgań.

6. UWAGI I WNIOSKI

1. Badany obiekt, którym był fizyczny, dynamicznie podobny model samolotu, umożliwił wykonanie badań, których nie można wykonać w locie na prototypie samolotu. Można było badać właściwości dynamiczne modelu z zablokowanymi lotkami i sterami, można było celowo pogarszać jego własności dynamiczne, co pozwoliło zbadać charakter zmian współczynników tłumienia w czasie zbliżania się do prędkości, przy której przyjmowały wartości zerowe, a nawet ujemne.
2. Można też było przebadać poprawny dynamicznie model przy prędkości przepływu powietrza większej niż badany płatowiec może osiągnąć z aktualną mocą napędu.
3. Przy dużych prędkościach przepływu powietrza, poziom drgań naturalnie wymuszonych umożliwia ocenę tłumienia za pomocą opracowanych metod bez stosowania wymuszeń sztucznych.
4. Zastosowana metoda wymuszeń sztucznych, poprzez dynamiczne, krótkotrwałe szarpnięcia noska kadłuba wzdłuż osi poziomej y i wzdłuż osi pionowej z dały odpowiedzi obiektu dobrze zbliżone do odpowiedzi impulsowych.
5. Badany obiekt z zablokowanymi lotkami i sterami wysokości i kierunku, bez mas dodatkowych, w całym zakresie prędkości do 35 m/s, nie miał drgań o charakterze drgań flutterowych.

Ten sam obiekt, z zablokowanymi lotkami i sterami, w kilku konfiguracjach zamocowania mas pogarszających jego własności aerospężyste, też nie miał drgań o charakterze flutterowym.

Po odblokowaniu steru wysokości, bez mas dodatkowych, też nie było drgań flutterowych. Drgania o charakterze drgań flutterowych ograniczonych (LCO), otrzymano po dodaniu mas na sterze wysokości. Ograniczone drgania flutterowe otrzymano też po zwolnieniu steru kierunku i zamocowaniu na nim czujnika drgań (14z).

Zwiększenie masy powodowało zmniejszenie prędkości, przy której pojawiały się drgania o charakterze drgań flutterowych (LCO).

6. Cel pracy przyjęty w projekcie został osiągnięty. Opracowany w Instytucie Lotnictwa system oprogramowania umożliwia ocenę współczynników tłumienia, częstotliwości, amplitud i faz ruchu drgającego w ciągu jednej sekundy po pomiarze 1024 próbek sygnału drgań w 24 kanałach. Jednocześnie można oglądać postacie drgań występujące w czasie lotu.
7. Wymaganą szybkość obliczeń i poprawność wyników otrzymano poprzez opracowanie:
 - nowych, szybszych algorytmów obliczania transformaty Fouriera o dużej rozdzielczości widma,
 - nowej metody obliczania funkcji korelacji własnej sygnałów niestacjonarnych, nie zmieniającej wartości współczynników tłumienia,
 - nowego algorytmu szybkiego obliczania funkcji korelacji własnej za pomocą dwóch transformat prostych i jednej odwrotnej,
 - nowych metod obliczania danych do wizualizacji postaci drgań,
 - nowej metody obliczania współczynników tłumienia.

7. DOKUMENTY ZWIĄZANE

Królikowski R., Lenort F., Niepokólczycki A.:

Etap 1-szy zad. 2-go. Warszawa, czerwiec 2009.

PRZEDSTAWIENIE ISTNIEJĄCEGO STANU WIEDZY NA TEMAT ZASTOSOWANIA FUNKCJI KORELACJI WŁASNEJ DO OCENY TŁUMIENIA DRGAŃ. OPRACOWANIE ZAŁOŻEŃ I WYMAGAŃ DLA METODY SZYBKIEJ IDENTYFIKACJI TŁUMIENIA DRGAŃ WYKORZYSTUJĄCEJ FUNKCJĘ AUTOKORELACJI.

Etap 2-gi zad. 2-go. Warszawa, wrzesień 2009.

TEORETYCZNE PODSTAWY SZYBKIEJ METODY IDENTYFIKACJI TŁUMIENIA DRGAŃ NA PODSTAWIE DANYCH POMIAROWYCH W RÓŻNYCH WARUNKACH WYMUSZENIA. SZYBKA TRANSFORMATA FOURIERA DO POTRZEB ANALIZY FLATTEROWEJ.

Etap 3-ci zad. 2-go. Warszawa, grudzień 2009.

PRZEDSTAWIENIE ISTNIEJĄCEGO STANU WIEDZY NA TEMAT ZASTOSOWANIA FUNKCJI KORELACJI WZAJEMNEJ DO ANIMACJI RZECZYWISTYCH DRGAŃ STRUKTURY SAMOŁOTU W LOCIE.

Etap 4-ty zad. 2-go. Warszawa, marzec 2010.

SZYBKA ESTYMACJA PARAMETRÓW STANU DYNAMICZNEGO STRUKTURY SAMOŁOTU W CZASIE PRÓB FLATTEROWYCH W LOCIE.

Etap 5-ty zad. 2-go. Warszawa, czerwiec 2010.

OPRACOWANIE KOMPLEKSOWEGO ALGORYTMU SZYBKIEJ ANALIZY PARAMETRÓW STANU DYNAMICZNEGO SAMOŁOTU W LOCIE.

Etap 6-ty zad. 2-go. Warszawa, wrzesień 2010.

WALIDACJA METODY SZYBKIEJ ANALIZY PARAMETRÓW STANU DYNAMICZNEGO SAMOŁOTU.

Etap 7-my zad. 2-go Warszawa, grudzień 2010.

WALIDACJA METODY SZYBKIEJ ESTYMACJI PARAMETRÓW STANU DYNAMICZNEGO MODELU FIZYCZNEGO SAMOŁOTU.